

## 訃 日本ガスタービン学会元会長 浦田 星君

昭和59年8月5日逝去され、9月6日に東京都港区の芝増上寺において葬儀が執り行われましたので、窪田会長が葬儀に参列し、同君のご冥福をお祈り致しました。

同君は本学会創設以来、第3期会長をはじめ役員・評議員を歴任され本学会の発展に多大の尽力をされました。また1983年国際ガスタービン会議東京大会の副組織委員長をつとめられるなどわが国のガスタービン工学・工業発展のため大いに貢献されました。ここにつつしんで哀悼の意を表します。



故浦田 星君略歴

昭和19年 9月 東京帝国大学第二工学部機械工学科卒業  
昭和19年10月 ㈱日立製作所入社  
昭和38年 2月 同社日立工場火力設計部長  
昭和44年 2月 同社機電事業本部火力部長  
昭和50年 5月 同社電力事業本部本部長  
昭和52年 6月 同社取締役  
昭和54年 6月 同社常務取締役  
昭和56年 6月 同社専務取締役  
昭和59年 6月 日本ニュクリア・フュエル㈱代表取締役社長

### 本会に関する記事

昭和47年6月入会

日本ガスタービン会議第1, 2, 3, 期各幹事, 第1, 2, 3, 4期各評議員

㈱日本ガスタービン学会第1, 4, 5, 6, 7, 8, 9期各評議員

第2期副会長 第3期会長

1977年国際ガスタービン会議東京大会組織委員, ほか

### ご 遺 族

浦田理成殿(鎌倉市西鎌倉4-13-12)

# JOURNAL OF THE GAS TURBINE SOCIETY OF JAPAN

Vol. 12, No. 46, September, 1984

## - CONTENTS -

### \* Essay \*

Notes for Entropy .....	Hajime ENJOJI .....	1
-------------------------	---------------------	---

### \* Technical Comments \*

Major Development Programs of Ceramic Gas Turbines .....	Takehisa OKABE .....	3
	Shigeru HAYASHI	

### \* Lecture \*

Computational Methods for Turbomachinery Flows (Part 1) .....	Hisaaki DAIGUJI .....	15
---	-----------------------	----

### \* News from Laboratories \*

Researches on Gas Turbine and Gas Turbine Elements at the Mechanical Engineering Laboratory .....	Kunio SUZUKI .....	23
---	--------------------	----

### \* Communicated Article \*

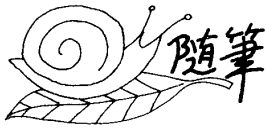
1984 ASME International Gas turbine Conference and Exhibit (Amsterdam) .....	Ichiro WATANABE .....	27
	Takashi IIJIMA .....	28
	Masakatsu MATSUKI .....	31
	Kiyomi TESHIMA .....	32
	Masashi ARAI	
	Yasutoshi IMOH .....	35
	Kazuhiko KAWAIKE .....	38
	Kenji MORI .....	39
	Tetsuo CHIKATA .....	40
	Keiji TAKAGI .....	42

### \* News \*

Report of GTSJ Special Seminar .....	Masanori ENDO .....	46
--------------------------------------	---------------------	----

### \* New Products \*

KOBELCO GT1 GAS TURBINE .....	Nobuo NAKANO .....	48
Nissan N-1 Turbocharger .....	Yasuo SUMI .....	51



## エントロピーに思う

日本原子力事業㈱ 円城寺 一

### 1. タービンとエントロピー

(エントロピー)の語は1850年にドイツの物理学者R. Clausiusが熱力学第二法則を打立てた時から熱力学で使われたものである。温度とか圧力等のように直接感知計測出来ないで、熱力学を学んでも、便覧その他で定義を読んで見ても、よく解らないのである。熱機関の熱サイクルの受熱量、放熱量、仕事量は $T$ (温度) -  $S$ (エントロピー)線図の面積で表わされ、その熱効率を論ずるのに都合が良い。

学校卒業後に先づ取組んだのが蒸気タービンである。機械と云えばJ S M Eのマークが示す様に代表的なものは歯車であり、原動機にしても蒸気機関、内燃機関の往復動機関のように、また、最近ではロボットのように、リンク機構を持っていて、その動きを見るだけで興味が持てるものが、普通一般に考える機械である。高速回転で大出力の発電機を駆動するとは云え、一見してメカニズムの面白さは無いし、当時未だ数少かった火力発電所に従事していた人以外には一般に目に触れることの無い機械が蒸気タービンであった。今でこそ、ジェットエンジンが航空機の推進機関として活躍している事は小学生でも常識となっている事を思えば、隔世の感がある。

ところが、蒸気タービンの設計に先づ必要なのが、水蒸気のモリエ線図であり、 $h$ (エンタルピー) -  $S$ (エントロピー)線図である。因にJ S M E蒸気表の初版は私が入社直前に発行されたものであり、J S M Eから委嘱されて、モリエ線図をプロットし、トレースしたと云う同僚が居た。ここで(エントロピー)と取組む事となったのである。

昭和9年から昭和11年までに東京石川島造船所(現I H I)に入社して石川島芝浦タービン㈱創立と同時に陸用蒸気タービンの設計課に配属になった技術者の会の名前を、誰の発案だったか忘

れたが、(エントロピー会)又は( $\phi$ 会)と名付けられた。会の目的は蒸気タービンの勉強のための自己啓発と親睦であったが、当時は一般に労働組合は無く(石川島造船所にはそれに近いものは有ったようだが)勝手に会を作って会社の上司ににらまれることの無いように、奇を衒った節が無いでもない。井口泉前会長もこのメンバーの一人であった。このエントロピー会もその後の戦時体制となって何時しか消滅してしまって、思い出の中に残っているに過ぎない。

熱機関の理想熱サイクルの中でタービンの受持つ部分は、断熱膨張すなわち等エントロピー変化を流体にさせて出力とするのである。作動流体がタービン中で理想的に等エントロピー変化をすれば、タービンの内部効率は100%である。高速回転部の遠心応力、振動応力、高温高圧のための材料強度、熱応力、熱膨張に対処して信頼性を失わない為の構造の制約はあるが、流熱力学の理論及び実験値を用いて、ノズル、羽根の形状の選定、回転部と静止部間の流体の漏洩を最少にする等、流体が出来るだけ等エントロピー変化をするように流体通路部を設計するのが、タービン設計の第一歩である。

蒸気タービンの入口圧力温度の上昇、再熱サイクルの採用により大出力の蒸気タービンプラントの熱効率は上昇し、ガスタービンも高温化により熱効率の上昇が計られているが、タービン内の作動流体の等エントロピー変化を追求する事に变りは無いのである。

### 2. エントロピー論

1973年の石油ショック以来、エネルギー産業に直接携っている我々技術者以外の人々の間にも、油断、省エネから始まり、エネルギー保存則とか、エントロピー増大の法則に至るまで、エネルギー問題が論議されるようになった。熱力学から出発したエントロピーが、生物の進化、宇宙太陽系等自然界の現象の説明に使われることは諒解できる

(昭和59年7月10日原稿受付)

が、情報論、文明、文化、政治、経済、社会、宗教論にまで、エントロピー増大による危機等と騒がれ始めたのである。会社の技術系の人に限らず、事務系の人からも「エントロピーとは何ですか？」と質問される。

熱力学の定義でも前述のように説明し難いが、一応数量的には  $Q/T$  ( $Q$ は全熱量,  $T$ は温度)と割り切って考えていたのが、この広義のエントロピー増大法則は数式では表わされないだけに、一層説明が難しくなる。

「エントロピー」に関する最近の書物の書き出しは、「(エネルギー保存則)と(エントロピー増大の法則)は、他の種々の法則が仮説に基いているのに対して、最も確かな法則であり、宇宙誕生以来、宇宙の続く限り変ることのない法則である。」と云うのである。人体の三十兆の細胞組織の変化、生あるものは死を免れない事、秩序あるものも放置して時間が経てば無秩序となる、無秩序性をエントロピーと云う等々、それぞれエントロピー増大の法則に当て嵌めて、自然科学のみならず、哲学的な真理にまで拡大されて、現在の文明、文化、宗教にまで及んでいるのである。

蒸気タービンの熱サイクルでは、低エントロピーの石油、石炭、原子力のエネルギーから多量の熱エネルギーを発生させ、低エントロピーの流体(水)を加熱蒸発させる。タービンにより電力等の仕事に変換する段階では、等エントロピー変化で、流体のエントロピー増大を最少限にするのであるが、燃焼、伝熱の段階では、燃料及び流体のエントロピーは、その増大法則に従って増大する事は避けられない。しかし、地球に降りそそいでいる太陽エネルギーのお蔭で、増大したエントロピーを持つ流体の廢熱は冷却水により海水に拡散され、

蒸発一雲一雨となり、また、地球からの放射によって、再び低エントロピーの流体に戻るのである。ガスタービンの排気も大気中に拡散され、太陽エネルギーによる大気の大気対流、気流、地球からの放射により、低エントロピーの空気に戻るのである。流体に関しては太陽の恩恵により、エントロピー的にもリサイクルされ、救いとなっている。

それにしても、人類が必要とするエネルギー発生のために、石油、石炭等の資源及びその開発のためにエントロピー増大は避けられないのである。

動物の一生は短い。個々の生物自体はエントロピーを増大して死に至るが、エントロピー増大に抗する遺伝子を通じて、環境に適合する低エントロピーの子孫を遺し、人類は更に脳のニューロンの接合を繰返して、現在の文明、文化の低エントロピー化を目ざし、教育により低エントロピーの次世代を作り上げる能力がある。人づくりは、エントロピー増大則に抗して低エントロピーを指向している事であり一つのリサイクルである。

### 3. おわりに

エネルギーの多量消費が行われるようになったのは近年になってからであり、そのために地下資源の涸渇とエントロピー増大の危機と云われるようになったのである。将来地球上で幾世代も続く世界人類の文明、文化、それを支える政治経済、社会制度等の低エントロピー化のために、この多量のエネルギーを浪費することなく活用して、開発を進めることが我々現代人の責務であろう。

タービン技術者は流熱力学により流体の等エントロピー変化を追求して来たが、広義のエントロピー増大に抗することにも留意して、技術活動、学会活動に当られる事を期待するものである。

通商産業省 岡部 武尚\*  
航空宇宙技術研究所 林 茂

## 1. はじめに

この数年間の世界的なエネルギー需要の低迷と石油価格の低落傾向のために、省エネルギー技術や石油代替エネルギー技術の開発を中断したり、そのテンポを緩めたりする動きがでてきている。しかしながら、長期的に見れば、再び石油需要の逼迫によるエネルギー危機の到来は確実である。とくにわが国は一次エネルギーのほとんどを海外に依存しており、エネルギーの安定した需給状態の確保は最重要課題の一つである。そのためにも長期的視野にたった省エネルギーや石油代替化のための技術開発を国家プロジェクトとして推進することが望まれる。また、この種のエネルギーに関する技術開発を進めることは、国際的に見た場合、大量の輸入エネルギーを消費している技術先進国の一員としての責務でもあろう。

先順各国においては、石油消費量の $\frac{1}{3} \sim \frac{1}{2}$ は移動用や産業用の原動機に使用されていることから、燃費の大幅な低減と燃料多様化が可能な新動力源の開発が進められてきている。とくに最近のセラミック材料の急速な発展によって、現在使用されているものに比べ熱効率が飛躍的に高い原動機の実用化の可能性がきわめて高まっている。その代表的なものがセラミックガスタービンである。

ガスタービンはエンジンの重量当りの出力が大きい、燃料選択の幅が広い、スモークや未燃焼物の排出が少ない、振動が少ない、始動性に秀れている、保守が容易、冷却水が不要、用途に適したトルク回転数特性が得られる、などの長所を持っている。にもかかわらず、熱効率が低いために、航空用を除くと、その用途は非常用あるいはピーク負荷用発電などに限られている。最近になって、ガスタービンの排熱を利用する複合発電や電気と

熱を併給するコミュニティ開発用の原動機として用途を拡大する動きが出ているが、この場合でもガスタービン単体の熱効率の高いことが望まれている。

セラミックスの適用によりガスタービン温度を $1,300^{\circ}\text{C}$ にまで上げることができれば、たとえば100 HP程度の乗用車用エンジンでは140 g/HP-h程度の燃料消費率となり(図1)、燃費の良好なディーゼル

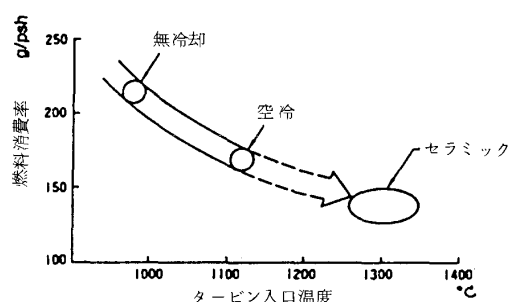


図1 燃料消費率とタービン入口温度の関係

エンジンとも対抗できると予想される。自動車用エンジンとしてこの高効率なセラミックガスタービンが実用化されれば、環境を改善しながら、省エネルギー、さらには石油代替を進めることができる。このような観点から、米国、西独などにおいては政府資金により自動車用セラミックスガスタービンの開発が推進されている。IEAにおいても、この開発をアネックスにおいて重要な開発テーマとして取り上げており、わが国に対しても参加の要請が来ている。

わが国においては、一部国のムーンライト計画の中の「高効率ガスタービンの研究開発」において燃焼器への耐熱セラミックス適用の研究が行われているが、セラミックガスタービンの開発は企業努力にまかされている状況にある。

技術先進国の一員として国際技術協力を進めるためにも、セラミックガスタービンの開発を国家

\* (前)工業技術院研究開発官  
(昭和58年8月1日原稿受付)

プロジェクトの一つとして取り上げる必要があるように思われる。このたびセラミックガスタービンの開発状況ならびにガスタービン用のセラミック材料の開発状況について調査を行った。<sup>\*</sup> ここではこの報告を中心として、海外およびわが国におけるセラミックガスタービン開発の概要を報告する。

## 2. 米国における開発

最も組織的かつ大規模にセラミックガスタービンの研究開発が推進されてきているのは米国である。とくにこの国では石油消費の約50%もが自動車用であるので、石油依存体質からの脱却と省エネルギーを進めるためには、燃料多様化が容易で、かつ高率的な自動車用エンジンの開発がきわめて有効であると考えられている。ガスタービンは、ディーゼルエンジンと異なり、スモーク、未燃炭化水素の排出や騒音などの環境保全上の問題点が少なく、セラミック化によって熱効率の飛躍的向上が期待されるので、新自動車用エンジンの開発の重点は、セラミックガスタービンに移っている。

セラミック部品のうち、蓄熱型熱交換器については、すでに1950年代後半にコーニングにおいて開発が開始された。1960年代後半になると、ノズルベーン、燃焼器ライナ、タービンホイールなどの部品の開発がフォードにおいて着手された。1970年代にはいって、はじめて政府の資金によるセラミックガスタービンの開発が始まった(図2)<sup>1)</sup>

1971年になってDARPA (Defence Advanced Research Project Agency) はガスタービンへのセラミックスの応用を目的とし、フォードとウェスティングハウスの両社に研究開発を委託した。さらに1976～1980にわたって、DARPAはギャレットに対しガスタービンにおけるセラミックスの可能性を調べるための開発を委託した。1970年にEPAは低公害自動車用の代替エンジンについて調査し、ガスタービンが最有力候補として残った。しかし、1973年の石油危機によって、省エネルギー、石油代替を推進し、輸入石油への依存性を低減することが急務となった。そのため、DOEの

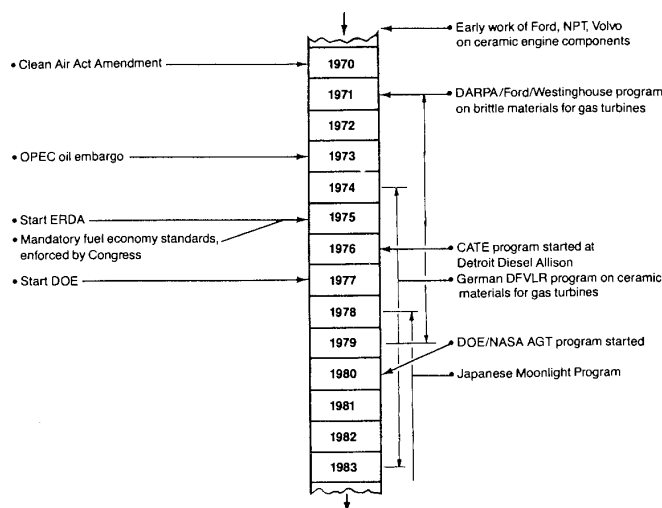


図2 セラミックガスタービン開発歴史

自動車用の新推進システムの技術開発の重点は排出低減から燃費低減に移った。ガスタービンにおいては、従来からの原動機、とくにディーゼルエンジンとの対抗上、セラミック化による熱効率向上が不可欠となった。

以下、米国において行われた、また現在行われているセラミックガスタービン開発の概要を紹介する。

**2-1, DARPA計画** 1971年から始まったガスタービンへの“Brittle Material”の応用を目的とする計画では、フォードは200 HPの自動車セラミックガスタービンの開発を行い、ウェスティングハウスは発電用ガスタービンのセラミック化のための開発を行った。

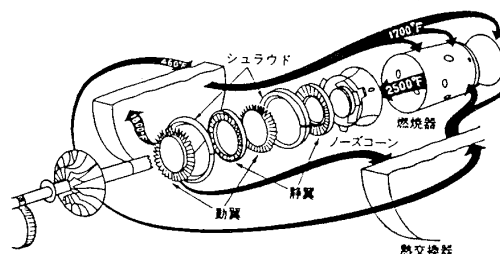


図3 自動車用セラミックガスタービン(フォード)

フォードは図3に示すように燃焼器から2段目の動・静翼まですべてをセラミック化し、タービン入口温度1,370℃の試運転に成功した。<sup>2)</sup> 燃焼器

<sup>\*</sup>セラミックガスタービンを例とするエネルギー評価手法確立のためのデータ調査報告書、(財)日本産業技術振興協会(昭59年3月)

は反応焼結炭化けい素，ノーズコーン，シュラウド，静翼は反応焼結窒化けい素，軸流タービンには反応焼結炭化けい素のブレードリングの内側で窒化けい素をホットプレスしてハブを形成した duoden-sity ロータを使用した。この計画は1979年に終了したが，セラミック部品の可能性が確立されたことがつぎのAGT計画の発足に大きく貢献した。

1976年から始まったDARPA/ギャレットの開発計

画においては，同社のT76ターボファンエンジンに100あまりのセラミック部品を組み込み，30%の出力増大と7%の燃費低減が達成された。<sup>3)</sup> 図4はセラミック部品が適用されたTSE 331 C-1の断面図である。この燃焼器はリング状部品による分割構造であり，タービンは図5に示すようにセラミック翼をメタルディスクに植込んだ構造である。翼取付部の接触応力を緩和し，長寿命と高い信頼

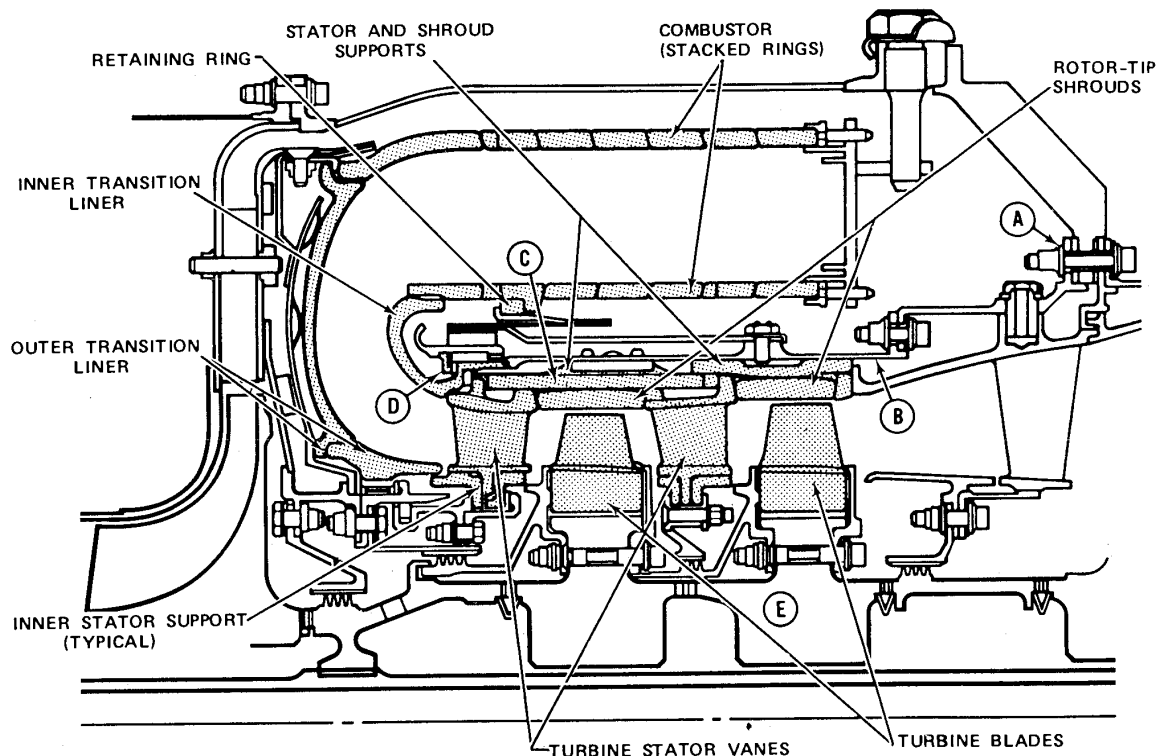


図4 T76エンジンへのセラミック部品の適用 (TSE 331 C-1 セラミックエンジン)

性を実現させるための設計法と材料技術の開発をさらに進めなければならないことが明らかになった。

**2.2 CATE計画** GMのDetroit Diesel Allison Divは，DOE と開発契約を結び，1976年から自社の大型トラック用ガスタービンGT-404 (2軸，300 HP) のセラミックス化 (図6) を実施した。3段階のセラミック化によりタービン入口温度1,241℃を達成し，20%の燃費低減を実現する計画であったが，政府の予算削減の影響を受け，1983年1,132℃のエンジン試験をもって終結した。タービン入口温度1,038℃のエンジンでは熱交換器，ベーン，タービンチップシュラウド

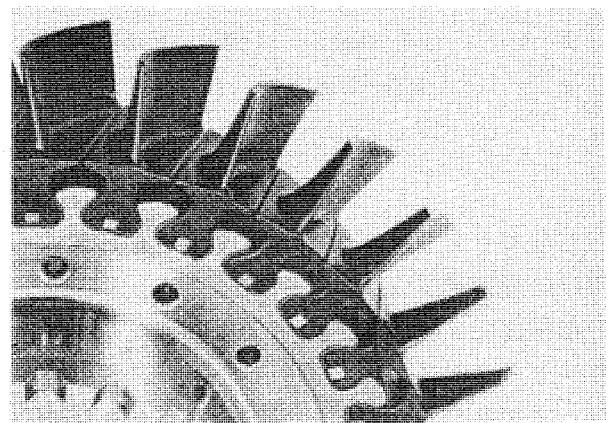


図5 TSE 331 C-1 セラミックエンジンの2段階ロータ

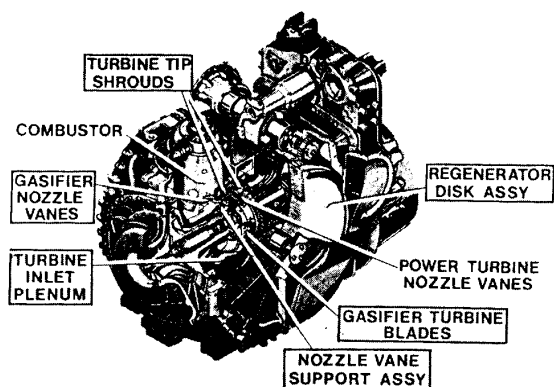


図6 GT 404/505-4 エンジンに組合まれたセラミック部品

をセラミック化し、通算7,400時間以上のエンジン試験を行った。また、熱交換器とベーンをセラミック製としたエンジンをトラックに搭載し、6,656 マイル、231 時間にわたる車両走行試験を行った。この成功に続き、1,132 °Cのエンジンではガス発生機タービン翼、タービン入口プレナム、内・外ベーンサポートなど全部で78個の部品をセラミック製とした。これらの要素を単独あるいは組合せ、定格回転数での運転を含め、1,500 時間のエンジン試験に成功した。表1は主要なセラミック部品のエンジン試験時間を示している。

表1 主要セラミック部品のエンジン試験時間<sup>4)</sup>

	1,900 °F	2,070 °F	合 計
ベ ー ン(RBSC)	3,406	900	4,306
チップシュラウト(RBSC)	1,670	900	2,570
ブ レ ード(AS)	7,814	1,584	9,398
エ ン ジ ン( $\alpha$ -SiC)	—	20	220
	—	—	9,398

主なセラミスメーカーは、カーボランダム(炭化けい素製部品)、GTE ラボラトリーズ(窒化けい素製部品)およびコーニング(アルミニウムシリケート)の3社である。その他、プアカーボン、エアリサーチなどの国内メーカー、NGK、京セラ、ローゼンタールなど海外メーカーからも部品の供給を受け、評価を行った。

### 2.3 AGT計画<sup>5,6,7,8,9,10,11)</sup> このDOEのプロ

ジェクトは先進的な乗用車セラミックガスタービンの開発を目的としている。その開発目標を表2に示し、開発スケジュールを図7に示す。

表2 AGT計画の目標

- 火花点火ピストンエンジン搭載車に比べ30%以上の燃費改善
- 排気管からの排気が1983年連邦規制( $\text{HC} = 0.4 \text{ g/mi}$ ,  $\text{CO} = 3.4 \text{ g/mi}$ ,  $\text{NO}_x = 0.4 \text{ g/mi}$ , パーティキュレート =  $0.2 \text{ g/mi}$ )を達成すること。
- ガソリン、軽油、およびアルコール、石炭・オイルシェール抽出油などの非石油系液体燃料での走行が可能むこと。
- 低騒音・低振動
- 耐久性・信頼性の向上
- 購入価格と維持コストの点で対抗できること。

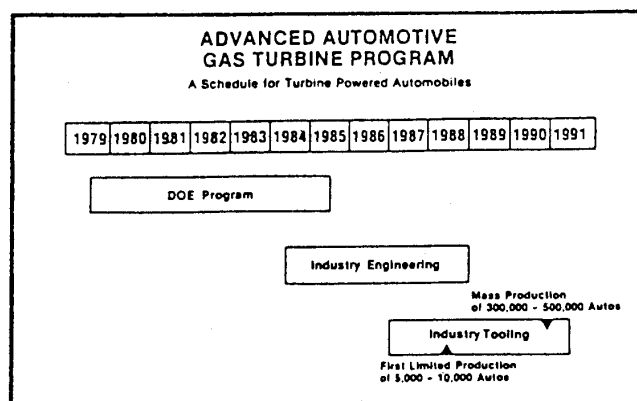


図7 AGTプロジェクト開発計画の全体スケジュール

GMのデトロイトデゼールアリソン/ポンティアックおよびギャレット/フォードが主契約者となり、それぞれAGT-100およびAGT-101エンジンの開発を進めている。当初の計画では、ウィリアムズリサーチ/クライスラーによるAGT-102エンジンの開発も予定されていたが、これは概念設計だけで終了した。

表3はAGT-100と101エンジンおよび搭載が予定されている車両の仕様を示している。AGT-100が2軸式であるのに対し、AGT-101は



1軸式である。低速でのトルク特性の点では2軸式が有利である。1軸式では高速CVTが必要であり、AGT-101には可変ステータ付のCVTが備えられている。1軸式はタービンが1個ですむので構造的に簡単にできる利点があるが、タービンの周速は1軸式のほうが高く、応力の点では苦しい。タービンの形式は、いずれもラジアル型である。

表3 AGT計画の目標仕様<sup>15)</sup>

	開発メーカ	DDA/ Pontiac Div.	Garrett/ Ford
エンジン	名 称	AGT 100	AGT 101
	軸数/出力(kw)15℃	2軸/73.6	1軸/73.6
	回 転 数 (rpm)	86240 (CT) / 68000 (PT)	100000
	タービン入口温度 (℃)	1288	1371
タービン	圧 力 比	4.5	5.0
	断 熱 効 率	0.828	0.805
	可 変 要 素	入口案内翼	入口案内翼
	形 式	ラジアル (CT) / ラジアル (PT)	ラジアル
	材 料	セラミック (CT) / セラミック (PT)	セラミックス
	断 熱 効 率	0.847 (CT) / 0.867 (PT)	0.865
	可 変 要 素	なし (パワー トランスファー)	なし
	形 式	蓄熱形	蓄熱形
無交換器	温 度 効 率	0.945	0.929
	入口温度(℃)	1065	1093
車 両	モデル (1985年)	Phenix	Fairmont
	慣性重量 (kg)	1362	1362
	駆 動 軸	前輪	後輪
	変 速 軸	4建自動 (ロックアップ付)	4建自動 (可変ステータ付)
	走 行 燃 費 (EPAコンソイド サイクル) (km/l)	18.1	18.2

AGT-100<sup>5, 6, 7, 8,</sup>

図8はこのエンジンの全体構造を示している。

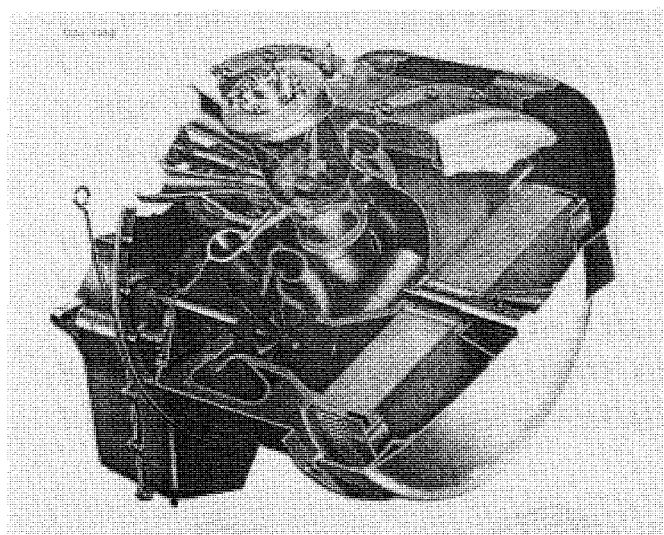


図8 AGT-100自動車用ガスタービン

一般的な2軸ガスタービンと異なり、ガス発生機タービンと出力タービンが平行に配置されている。熱交換器は回転蓄熱型で、中心軸により支持され、外周に設けたリンクギアによって駆動される。圧縮機からの空気エンジンの外側の通路を通り、熱交換器で予熱されて燃焼器に入る。燃焼ガスはガス発生機タービンを駆動したのち、ダクトおよびタービンスクロールを通り、出力タービンを駆動する。

図9はAGT-100計画の最新のスケジュール

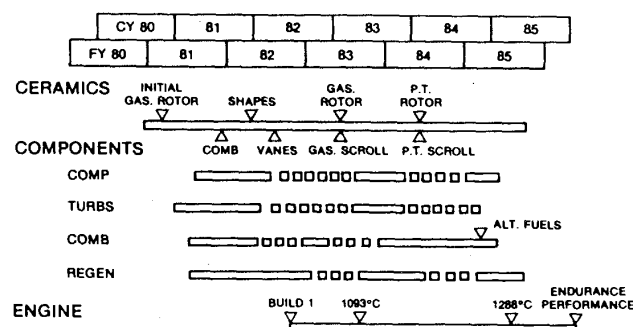


図9 AGT-100開発スケジュール

であるが、走行テスト計画から削除された模様である。1982年7月、AGT-100の1号試作エンジンがモータリングに成功した。このエンジンは“Proof-of-Concept”を目的としており、燃焼器など一部にセラミック部品が使用されているが、ガス発生機タービン、出力タービン、スクロール

などはメタル製である。1984年までにすべてのセラミック部品を準備し、1985年にはオールセラミックエンジンとして、タービン入口温度 1,288 °C を達成し、その後耐久性性能試験を行うことになっている。

この計画に直接参加しているセラミックメーカーはCATE 計画の場合と同一で、カーボンランダムは炭化けい素製ロータと静止部品、コーニングはAS製熱交換器コアとLAS製構造部材、GTEは窒化けい素製ロータを供給している。図10は主

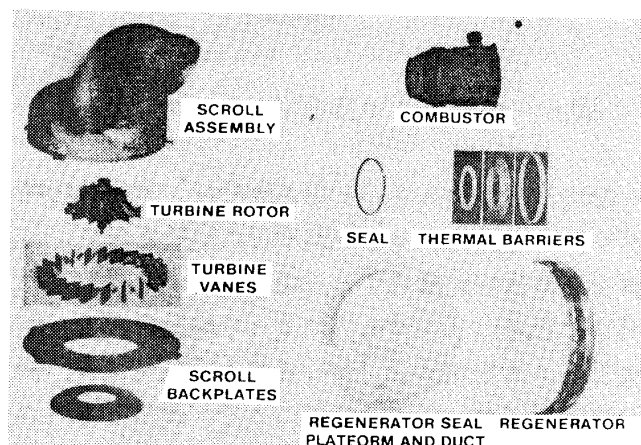


図10 AGT-100のセラミック部品

なセラミック部品を示しているが、これらは各種のテストリグにより開発されている。技術的に最も困難なものは、形状が複雑で、要求される応力レベルが格段に高いタービンロータである。現在のところカーボンランダムが開発した $\alpha$ -炭化けい素製ロータのコールドスピントテストの結果が報告されている段階である。セラミック部品の開発の他要素の効率向上を目ざした研究開発が進められている。1982年9月までの要素開発の状況は表4のとおりである。

AGT-101<sup>9, 10, 11)</sup>

このエンジンの断面図と主要セラミック部品を図11に示す。燃焼器とタービン圧縮機が、同一線上に、熱交換器は燃焼器と同軸上に配置されている。タービンの支持には空気軸受が採用されている。大気は可変案内翼を通り、圧縮機に入り、エンジンの全外周部の通路を経て熱交換器の高圧側に入る。熱交換器で予熱(最高 1,060 °C)された空気は可変機構付燃焼器に入る。予混合予蒸発燃

表4 AGT 100の要素開発状況<sup>5)</sup>

COMPONENT	BUILDS	HOURS
Compressor	5	286
Combustor	7	132
Turbines		
Gasifier	2	204
Power	1	26
Interturbine Duct	3	239
Regenerator		
Cold Side Flow Distribution	8	110
Hot Side Flow Distribution	1	72
Seal Leaf Leakage	4	35
Hot Simulator Rig	2	220
Ceramic Seal Platform	Two Units	20
Electronic Control System	2 Builds	95
Ceramic Rotors	37 Spine Tests	1439
Engine Structural Assembly	One Units	
Ceramic Turbine-Vanes		
Gasifier Turbine	One Set Plus Spares	
Power Turbine	One Set Plus Spares	

焼法の採用により主燃焼領域の最高温度は 1,649 °C に制限され、NO<sub>x</sub> の生成抑制が画られている。燃焼ガスはラジアルタービンを駆動したのち、熱交換器の低圧側から大気中に排出される。この空気および燃焼ガスの通路の配置は外部への熱損失を極力小さくしている。また、高温セラミック構造部品は軸対象となっており、応力分布の一樣化と製造の容易さが考慮されている。

図12は現在の開発スケジュールである。1984年に 1,371 °C 用のセラミックタービンを完成し、オールセラミックエンジンを組立て、1985年には出力、燃費、排気の目標を達成する計画である。それ以降は企業資金による開発とし、1988年に車両走行により 50mpg の実証を行う。また、生産のための開発を 1989年末まで実施することになっており、1992年には生産可能とみられる。

セラミック部品はACC(エアリサーチキャスティング)、コーニング、カーボランダム、フォ

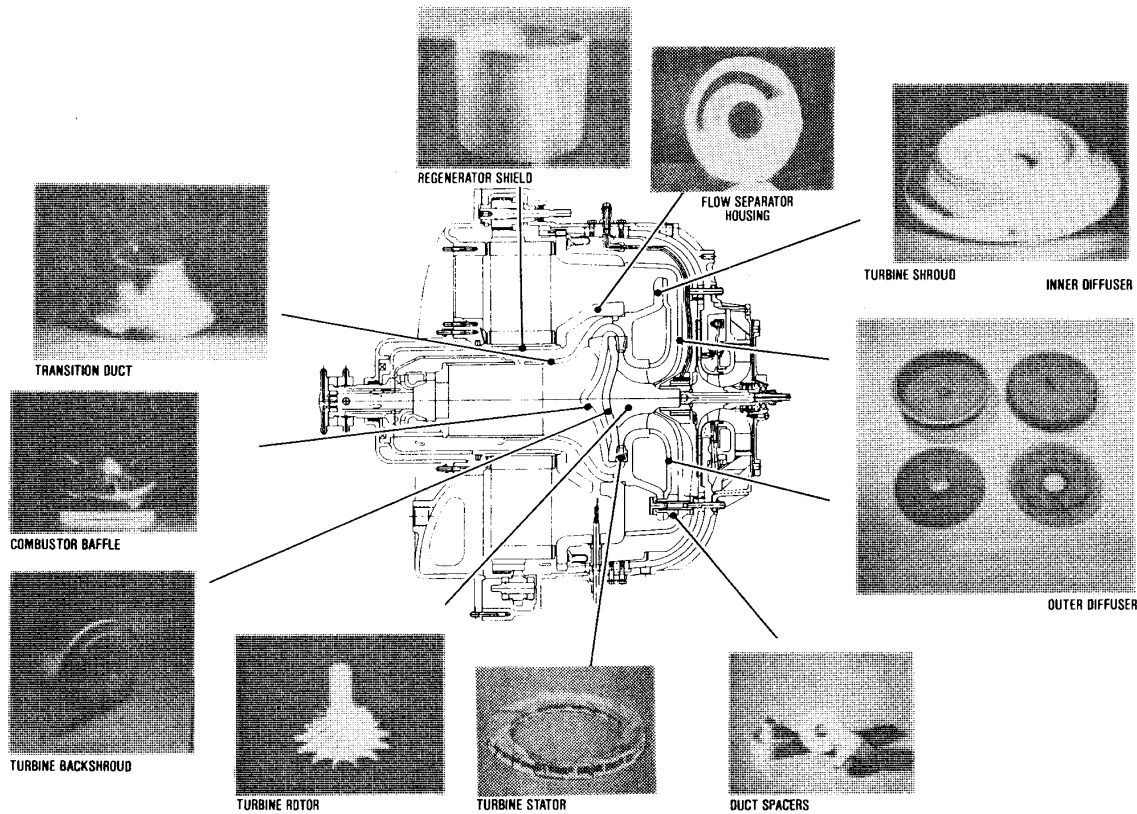


図11 AGT-101の断面図と主なセラミック部品

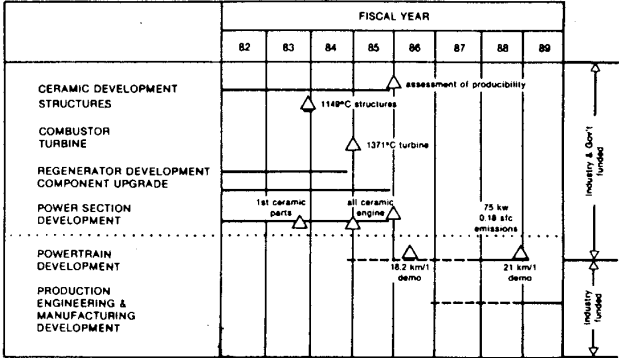


図12 AGT-101開発スケジュール

ード、NGKから供給を受け、機械的、熱的スクリーニングテスト、構造リグテストが続けられている。1982年、49個のセラミック部品が組立てられ、871℃の試験に成功した。次の1セットが現在1,150℃でリグテスト中である。セラミック部品の開発と並行して、微小欠陥検出技術についての研究が進められている。

要素開発については、圧縮機は定格点で目標性能をほぼ達成し、燃焼器は870℃の入口温度につ

いてCOおよびNO<sub>x</sub>の排出は目標を満足した。表5に1982年10までに行なわれた要素テストを示す。

表5 AGT-101の要素開発状況<sup>5)</sup>

	HOURS
Compressor	42
IGV Flow Rig	42
Compressor Rig	67
Turbine Cold Flow Test Rig	122
Combustor	
Auto Ignition Rig	68
Main Combustor Rig	39
Regenerator	
Cold Flow Regenerator Rig	102
Hot Flow Regenerator Rig	38
Ford Seal Wear Rig	2020
Ford Static Seal Rig	955
Rotor Dynamics	
Rotor Dynamics Rig	121
Hot Foil Bearing Rig	11
Foil Bearing Test Rig	167
Ceramics	
Thermal Screening	5
Structures Rig	9
TOTAL	3766

エンジンの開発にあたっては、まず熱交換器だけをセラミック製とするMOD-I(タービン入口温度 870℃)エンジンを製作し、次にタービンロータ以外の高温部品のセラミック化を行い(MOD-I (1,150℃)、最後に高温部品をすべてセラミックス製としたMOD-II(1,371℃)を開発する。MOD-I(870℃)エンジン1号機は1981年5月に完成し、2、3号機と合せて91時間の試運転を行った。

### 3. 欧州における開発

欧州においてもセラミックガスタービン開発の主な対象は100～300 kWの自動車用エンジンである。西独とスウェーデンでは政府の資金援助による自動車用セラミックスガスタービンの研究開発が、フランスでは航空用エンジンへのセラミック

適用の研究が行なわれている。

**3-1 西独** この国におけるセラミックガスタービンの開発は、科学技術者(BMFT)が中心となり、すでに1974から10ヶ年計画で推進されてきている<sup>12)</sup> このプロジェクトは、自動車メーカー、セラミックメーカー、およびDFVLRを中心とする研究機関の協力によって進められており、その目標はタービン入口温度 1,350℃のセラミックガスタービンの開発にある。開発資金は官・民 1:1の負担である。自動車メーカー、フォルクスワーゲン(VW)、ダイムラーベンツ、MTUの3社は、それぞれ100, 150, 300 kWのエンジンを対象として、表6に示すセラミック要素の開発を担当している。

表6 BMFT計画における開発分担

メーカ	エンジン出力	開発対象部品	ロータコンセプト
フォルクスワーゲン	100 kW	タービンロータ ステータ(燃焼器)	ハイブリットロータ 一体RBSNロータ
ダイムラーベンツ	150 kW	タービンロータ スクロール 伝熱型熱交換器	一体HPSNロータ
MTU Motoren und Turbinen-Union	300 kW	タービンロータ ステータ 燃焼器	ハイブリッドロータ

VWは自社で開発した二軸再生ガスタービンVW-GT-150をベースラインエンジンとし、その高温部品のセラミックス化を目ざして開発を進めている。VW-GT-150タービン入口温度は定格で1,010℃である。走行燃費はガソリンエンジンと同程度であるから、高温部要素のセラミック化により1,350℃まで上げることができれば20～30%の燃費低減が期待できる。出力タービンは米国のAGT計画のガスタービンと異なり軸流型である。開発の中間段階として、ディスクを従来のメタルで製作し、その外周に即出成形による窒化けい素製動翼を植込んだハイブリッドロータを試作している。ホットスピンテストの結果、目標度に耐えられないことが明らかになり、一体型セラミックロータの開発に移行している。

ベンツは1978年に自動車用ガスタービンの開

発に着手し、メタルセラミックの両方の部品の開発を進めている。同社は大型乗用車への搭載を計画しており、ディーゼルエンジンに比べ排気、振動、騒音の面でメリットが出てくると考えている。

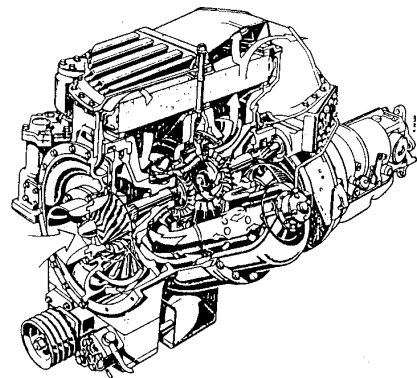


図13 PWT 110のカット図(Benz)

開発を進めているセラミックガスタービンPWT 110 (図13) の形式と車両走行燃費の目標を表7に示す。同社は、セラミックガスタービンの可能

表7 PWT 110の目標仕様

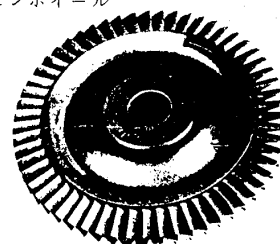
エンジン	機種名	PWT 110
	形式	2軸再生式
	出力	110 KW ( 147 ps )
	タービン入口温度	( 1,350 °C )
	タービン	軸流 可変ノズル付き
	熱交換器	蓄熱形(1ヶ)
走行燃費	車両	重量 1,600 kg
	都内走行	7.0 km / l
	90 km/h 走行	18.2 km / l
	120 km/h 走行	14.9 km / l

性を早期に実証するために、ホットプレス窒化けい素のブロックから削り出した一体型ロータ (図14) を試作し、タービン入口温度1,327°C、回転数60,000 rpmにおいて140時間発上の実績を作っている。また、これらのローターを組込んだセラミックガスタービンをメルセデスベンツに搭載し、走行試験を実施している。

MTUはホットプレス窒化けい素の翼をメタルディスクに植込んだハイブリッドロータを温度レベルの低い出力タービンに適用することを計画し、1,255 °C、50,000 rpmのホットスピンテストに成功している。同社の担当している燃焼器については、金属けい素の燃焼器を大気圧および5気圧において入口温度840 °C、出口ガス温度1,300 °Cの条件でルグテストを行った。5気圧においては主燃焼領域と混合領域にクラックが生じ、内壁にはシリコンの浸出が認められた。

以上がBMFTのプロジェクトの概要である。開発においては当初予想しなかった問題も生じているが、全体としては着実に進歩していると報告されている。今後の課題として、エンジンに組込んだ、

ガス発生器  
タービンホイール



出力タービンホイール

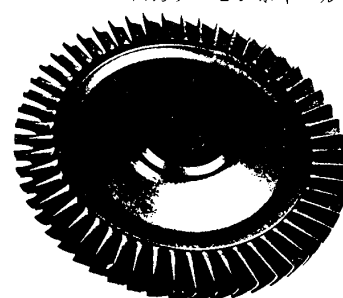


図14 削出し一体型タービンホイール (ホットプレス  $\text{Si}_3\text{N}_4$ )

実際の作動条件のもとでの試験が挙げられている。

3-2. スウェーデン 政府とボルボの資金援助を受けて、ユナイテッドタービンが自動車用ガスタービンの開発を進めている。<sup>13, 14)</sup> このエンジンの特徴は、3軸式とすることによってトランスミッションの機能をエンジンに持たせていることである。

セラミック部品としては、ホットプレス窒化けい素製ガス発生機タービン、REFEL炭化けい素製燃焼器ライナ、 $\alpha$ -炭化けい素製ノズリング、射出成形窒化けい素製出力タービンロータなどが、テストリングにより開発されている。これらのセラミック部品 (図15) はエンジンテストにも供されており、1982年3月、セラミックガスタービンKTT-MK1をボルボ269に搭載し、世界で最初に公道を走ったとの発表があった。

3-3. フランス ガスタービンのセラミック化の研究開発は、研究開発省の支援により国立航空研究所で行われているが、対象は航空用ガスタービンである。空冷メタル翼のコアをNiベースの耐熱合金とし、その外周部をセラミック (主に炭化けい素) をコーティングする方法によって、セ

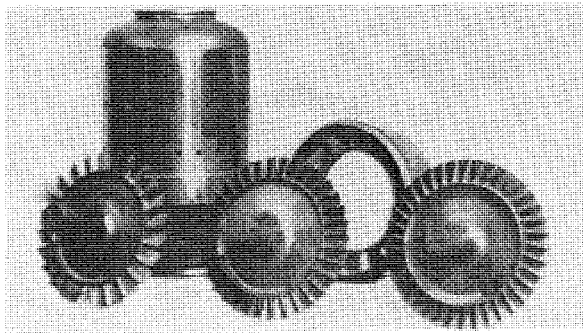


図15 セラミック製要素（ボルボ）

ラミック層には圧縮力が作用する設計を行い、少ない冷却空気で1,600℃のガス温度を達成している。また、多段タービンへのセラミックス適用のための動・静翼逆回転タービンの構想も出されている。

#### 4. 日本

4-1. 企業による開発 わが国における自動車用ガスタービンの開発は1980年代に始まり、1970年代に入るとトラック・バス用のメタルガスタービンが試作され、現在も走行試験が続けられている。いっぽう米国のAGT計画に刺激され、最近では乗用車用のセラミック用ガスタービンに向けた要素開発が行なわれ始めた。

今までに開発されたガスタービンエンジンは、タービン入口温度が1,000℃以下に抑えられているために燃費の点ではディーゼルエンジンにとうてい対抗できなかった。ガスタービンが自動車用エンジンとして実用化されるには、まずセラミック化による熱効率の飛躍的な向上が不可欠と考えられている。

現在、日産自動車、トヨタ自動車、三菱自動車等において、セラミックガスタービンの開発が進められているが、企業努力にのみ依存してきたために、いずれも要素試験の段階にあって、エンジンに組込んで試験ができる段階にはない。各社とも、ディーゼルエンジンとの燃費の対抗という点でタービン温度1,300℃以上を目標として、要素開発、成形法・設計法の研究開発などを進めている。

三菱自動車では燃焼器、タービンノズルのリグテストの結果から、静止部品についてはセラミックス実用化の見通しを得ている。タービンホイー

ルについては、試作したトラック用ガスタービンエンジンのラジアルタービンの1/2スケールのものを射出成形常圧焼結により、1,000℃、風速600m/sでのホットスピントストを行っている。強度評価解析と非破検査によりスピントストにおける破壊原因を推定し、製造法および設計法の改良に努めている。

トヨタ自動車では、メタルタービンに自社開発のセラミック熱交換器を取付け、性能試験を行っている。メタルガスタービンタービン車の走行テスト等と並行して、軸流およびラジアルタービンの開発を進めている。ホットスピントストを重ねることにより成形技術・設計技術の向上を図っている。

日産自動車ではタービン入口温度1,350℃、出力100HPクラスの乗用車用2軸セラミックガスタービンの開発が行われている。図16はセラミッ

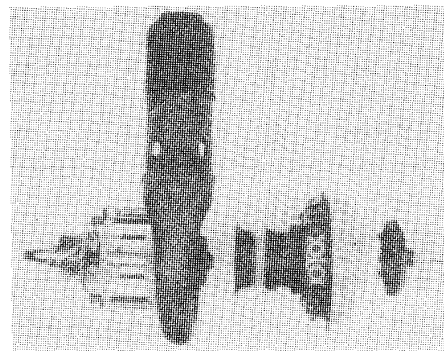


図16 セラミックロータ

ク要素を組合せたもので、燃焼器、タービンスクロール、シュラウドなどの静止部品は反応焼結炭化けい素である。燃焼器の耐高温性、耐熱衝撃性、耐酸化性についての試験やタービンロータのスピントストが行われている。

小松製作所では、セラミックディーゼルエンジンの開発で得られた知見をもとに、超大型ダンプトラック用の1,350℃ラジアルタービンの開発が始まった。

#### 4.2 ムーライト計画（高功率ガスタービン）

通産省工業技術院のムーナイト計画において、電力分野における省エネルギーと石油代替を推進するために、複合発電用の高効率・低公害な大容量ガスタービンの開発が行われている。<sup>17)</sup> このガスタービンには、複合時の高効率化のために

レヒートサイクルが採用され、高圧タービンの設計温度、圧力は、それぞれ、1,400℃、55気圧である。このガスタービンによる複合発電プラントが実現すると、最新鋭火力プラントに比べても20%以上の燃費節減となる。現在、タービン入口温度1,300℃のパイロットプラントが東京電力袖ヶ浦火力発電所において既設電力系統と接続し、実証運転に入っている。

タービン入口温度1,400℃のプロトプラントに向けて、耐熱セラミック部材の研究開発が当初から実施されてきた。セラミックメーカと国立研究機関とが、主に燃焼器を対象として、製造技術や評価技術の開発を進めてきた。

図17はスリップキャストにより試作した内径170mmの一体構造の燃焼器ライナ希薄部（炭化けい素）と尾筒（窒化けい素）である。セラミック

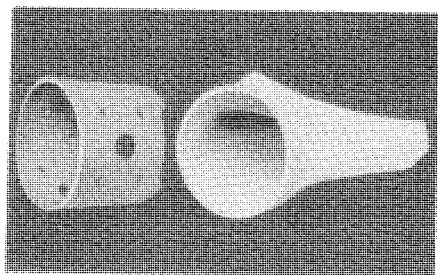


図17 セラミック製燃焼器ライナおよび尾筒

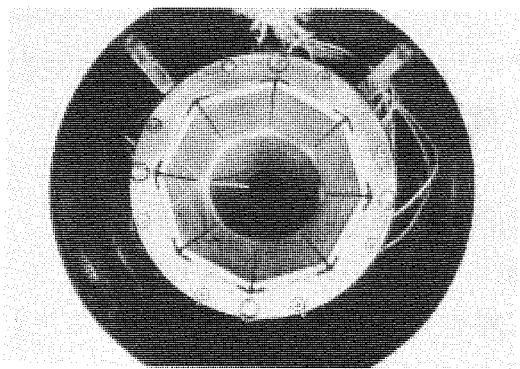


図18 セラミック-金属かん合燃焼器

メーカーにおける常圧燃焼試験を終了し、より苛酷な燃焼試験が昭和59年度に計画されている。図18は大形セラミック平板（100mm×60mm）からなるセラミック燃焼器であるが、今までに炭化けい素窒化けい素、サイアロンなど種々のセラミッ

クスを評価してきた。また、小さいセラミックタイルで内張りし、少量のフィルム冷却を適用する構造の燃焼器（図19）についても燃焼試験が行わ

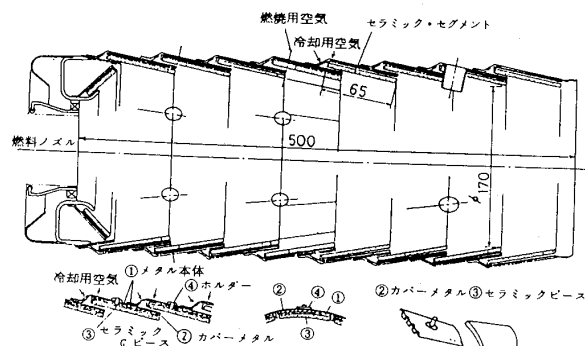


図19 セラミックタイル内張燃焼器

ている。今までに行なわれたこれらの燃焼器の燃焼試験によると、炭化けい素、窒化けい素については明るい見通しが得られている。なお、わが国でも石炭ガス焚き複合発電の研究開発が推進されようとしているが、この高効率化には耐熱性、耐触性に優れたセラミックスの適用が有望と考えられる。

## 5. おわりに

わが国のセラミックスの研究開発はここ数年間に著しい進展を示し、現在の技術的ポテンシャルは米国と同一水準にあると言われている。しかしながら、ガスタービン用の耐熱セラミック部品となると、製造技術、検査技術、あるいは設計技術の点で欧米に遅れをとっているようである。これは、わが国においては本格的なセラミックガスタービデの開発の実績がなく、企業による要素の開発もやっと始まったと言う段階にあり、その規模も小さく、セラミックメーカとエンジンメーカとの開発上の連携体制にも欠けていたことによるところが大きいと思われる。

2000年を目ざし、省エネルギー、石油代替の推進、環境対策上の観点からも、また産業政策の上からも、わが国としてもセラミックガスタービンの開発を積極的に推進する段階にきたのではないと思われる。

## 参考文献

- 1) Harmon, R. A. & Beardale, C. W., Mechanical Engineering, 106 - 5 ( 1984 ) 22
- 2) Gas Turbine World, 12 ( 1977 )
- 3) Fairbanks, J. W. & Rice, R. W. ed., Proc. of the 1977 DARPA/NAVSE Ceramic Gas Turbine Demonstration Engine Program Review, ( 1978 )
- 4) Helms, H. E. & Thrasher, S. R., ASME Paper 83 - GT - 179
- 5) Kramer, S. B., ASME Paper 83 - GT - 6
- 6) Barrett, H. E., ASME Paper 82 - GT - 118
- 7) Johnson, R. A., ASME Paper 83 - GT - 225
- 8) Johnson, R. A., Mechanical Engineering, 106 - 5 ( 1984 ) 36
- 9) Rackley, R. A. & Kidwell, J. R., ASME Paper 82 - GT - 72
- 10) Rackley, R. A. & Kidwell, J. R., AIAA Paper 82 - 1166
- 11) Carruthers, W. D. & Boyd, G. L., ASME Paper 83 - GT - 112
- 12) Hagemeister, K., 他2名, ASME Paper 83 - GT - 205
- 13) Kronogard, S. O., ASME Paper 77 - GT - 94
- 14) Kronogard, S. S., Proc. 20th Automotive Tech. Contractor's Coordinate Meeting, SAE ( 1982 ) 120
- 15) 山崎, 日本ガスタービンセミナー第12回資料集 ( 1984 )
- 16) 岩井, 自動車技術会講演会 ( 1984 )
- 17) 例えば, 辻, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 10. No 37 ( 1982 ), 林, サンシャインジャーナル, 5 - 3 ( 1984 ) 22

## 入会者名簿

正 会 員	新井文直 (アイシン精機)	山崎道夫 (金材研)	石井潤治 (東芝)
	池田為治 (航技研)	菊地一雄 (航技研)	北内洋介 (三菱重工業)
	坂本陸二 (日揮)	六山亮昌 (三菱重工業)	浜田基彦 (日経マグロウヒル)
	桜井計宏 (トヨタ)	斉藤正俊 (トヨタ)	松谷敏史 (日本鋼管)
	橋爪保夫 (東北電力)	近田哲夫 (I H I)	鳥居 敬 (エムティティ)
	松浦敏美 (東芝)	渋谷幸生 (東芝)	大北明弘 (I H I)
学生会員	椎名康介 (長瀬産業)	松良悦正 (三菱自動車)	
	霜田充信 (理科大)	近藤泰司 (理科大)	坂口和明 (理科大)
	山崎倫敬 (理科大)	岸田裕之 (慶大)	
賛助会員	(財)日本航空機エンジン協会 光洋精工(株)		



## 参考文献

- 1) Harmon, R. A. & Beardale, C. W., Mechanical Engineering, 106 - 5 ( 1984 ) 22
- 2) Gas Turbine World, 12 ( 1977 )
- 3) Fairbanks, J. W. & Rice, R. W ed., Proc. of the 1977 DARPA/NAVSE Ceramic Gas Turbine Demonstration Engine Program Review, ( 1978 )
- 4) Helms, H. E. & Thrasher, S. R., ASME Paper 83 - GT - 179
- 5) Kramer, S. B., ASME Paper 83 - GT - 6
- 6) Barrett, H. E., ASME Paper 82 - GT - 118
- 7) Johnson, R. A., ASME Paper 83 - GT - 225
- 8) Johnson, R. A., Mechanical Engineering, 106 - 5 ( 1984 ) 36
- 9) Rackley, R. A. & Kidwell, J. R., ASME Paper 82 - GT - 72
- 10) Rachley, R. A. & Kidwell, J. R., AIAA Paper 82 - 1166
- 11) Carruthers, W. D. & Boyd, G. L., ASME Paper 83 - GT - 112
- 12) Hagemeister, K., 他2名, ASME Paper 83 - GT - 205
- 13) Kronogard, S. O., ASME Paper 77 - GT - 94
- 14) Kronogard, S. S., Proc. 20th Automotive Tech. Contractor's Coordinate Meeting, SAE ( 1982 ) 120
- 15) 山崎, 日本ガスタービンセミナー第12回資料集 ( 1984 )
- 16) 岩井, 自動車技術会講演会 ( 1984 )
- 17) 例えば, 辻, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 10. No 37 ( 1982 ), 林, サンシャインジャーナル, 5 - 3 ( 1984 ) 22

## 入会者名簿

正 会 員	新井文直 (アイシン精機)	山崎道夫 (金材研)	石井潤治 (東芝)
	池田為治 (航技研)	菊地一雄 (航技研)	北内洋介 (三菱重工業)
	坂本陸二 (日揮)	六山亮昌 (三菱重工業)	浜田基彦 (日経マグロウヒル)
	桜井計宏 (トヨタ)	斉藤正俊 (トヨタ)	松谷敏史 (日本鋼管)
	橋爪保夫 (東北電力)	近田哲夫 (I H I)	鳥居 敬 (エムティティ)
	松浦敏美 (東芝)	渋谷幸生 (東芝)	大北明弘 (I H I)
学生会員	椎名康介 (長瀬産業)	松良悦正 (三菱自動車)	
	霜田充信 (理科大)	近藤泰司 (理科大)	坂口和明 (理科大)
	山崎倫敬 (理科大)	岸田裕之 (慶大)	
賛助会員	(財)日本航空機エンジン協会 光洋精工(株)		

## 1. まえがき

流れの数値解析は流体力学の中で現在急成長している有望株で将来への期待も大きく多くの情報が求められている。これに応えるべく、最近、国の内外でかなりの数にのぼる展望解説がなされている。<sup>(1)~(8)</sup> 昨年末刊行された「流体力学における電算機利用に関する調査研究分科会成果報告書」<sup>(9)</sup> にはターボ機械の流れに重点を置いた文献のリストとその簡単な解説がある。また日本機械学会誌の本年4月号「数値流体力学」特集号にも解法の展望とその応用についての解説が多数掲載されている。流れの数値解析の最近の動向と文献の所在についてはこれらの文献で十分ではないかと思われる。

このような事情を考慮し、この講義には従来の解説ではあまり触れられることのなかった数値解法の数学的基礎、動機と背景、最新の成果などを重点的に解説する。最近注目されているスキームについては数学的に難解な部分にも立ち入って説明することにし、また解法の動機と背景には独断的になることをおそれずに解釈を与えたいと考えている。この講義は3回にわたり、1回めは定式化と微分方程式、2回めは数値解法、3回めは乱流モデルと解法の適用例について述べる予定である。

## 2. 流れの定式化

数値解析では一般にまず物理現象を数式で記述する必要がある。流れ問題の支配方程式は良く知られているように

〔質量の保存〕	連続方程式
〔運動量の保存〕	運動方程式
〔エネルギーの保存〕	エネルギー方程式

である。省略のない完全な形の運動方程式はナビエ・ストークス (NS) 方程式である。この式がいかに関数な乱流に対しても成立するというのが定説ではあるが、現実にはこのような流れを直接計算することは不可能で、簡単化のために各種の

流れモデルと近似が使われている。それをGreen<sup>(10)</sup> にならい、内部流れ用に少し書き直したものが図1である。この図では、左のものほど近似が強く、右のものほどCPU時間がかかる。

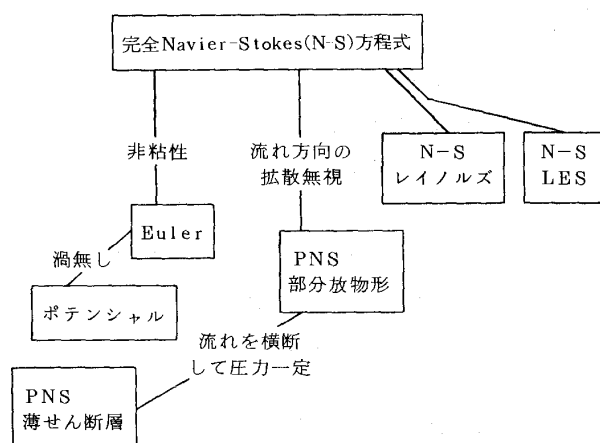
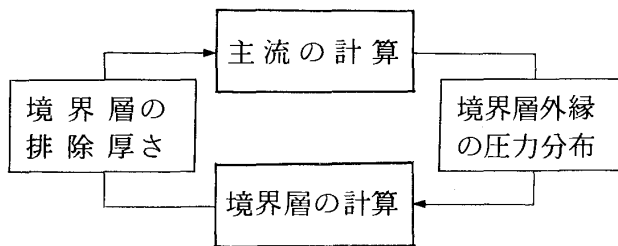


図1 計算流体力学の体系

乱流はNS方程式を時間（非定常流れではアンサンブル）平均したレイノルズ方程式を用い、あるいは局所的（空間的）に平均を取るLES（large eddy simulation）の手法によって解析することができる。しかしながらNS方程式は非線形性の強い“楕円形”（非定常流れでは“放物形”）の方程式で、基本的には全体の流れ場を同時に解かなければならないのでその計算量は非常に多くなる。他方、一様流中にある流線形物体まわりの流れでは、粘性効果は物体表面の境界層とその後流（まとめて薄せん断層）内に限られ、その外側の主流は非粘性流れとして扱える。この薄せん断層内では流れ方向の拡散項（粘性項）は無視でき、NS方程式は放物形化されPNS（parabolized Navier-Stokes）方程式に、また流れを横切って圧力一定と近似できる。その計算は進行法により上流から下流へ向って順次進めることができる。また主流の方も粘性項が落ちているだけ計算が楽になる。これら二つの計算をmatching法により



のように繰返せば、この種の外部流れを比較的容易にしかも正確に求めることができる。なお鈍い物体、流線形物体でも大きい剥離を伴う場合には NS 方程式を解かなければならない。

上述の薄せん断層の近似では、上流の影響は下流へ及ぶが下流の影響は上流へ全く及ばなくなる。しかし外部流れでは下流の影響は主流を通して上流へ及ぶことになるので、この近似は広い範囲で妥当である。他方ダクトなどの内部流れでは、助走区間内で境界層はすでに全断面をおおい主流の役割を果すものがなくなるので、この近似は強い制約になる。部分放物形解法 (partially-parabolic procedure) は、PNS 方程式は用いるが圧力一定の仮定をはずし、圧力項を通して下流の影響が上流へ及ぶようにしたものである。この解法では、進行法による計算を繰返し解を求めることができる。

### 3. 微分方程式の形と特性<sup>(1)</sup>

まず簡単な 2 独立変数から始める。微分方程式の形は、物理現象に対応するもので、使用する座標系、変数変換にはよらない。それで高階の微分方程式を新たに変数を導入して階数を下げることになれば、次の 1 階の準線形方程式の系を考えれば十分ということになる。

$$L(u) \equiv Au_t + Bu_x + c = 0 \quad \dots\dots\dots(1)$$

ただし  $u$  は  $k$  個の未知変数の列ベクトル、また  $A$  と  $B$  は  $k \times k$  個の係数の行列で列ベクトル  $c$  とともに  $x, t, u$  の関数である。

今、独立変数を  $x, t$  から  $\phi, \lambda$  に変えることにすれば、式(1)は次のように書き換えられる。

$$L(u) = (A\phi_t + B\phi_x)u_\phi + d = 0 \quad \dots\dots\dots(2)$$

ただし  $A, B, d$  には  $u_\phi$  は含まれない。 $\tau$  の  $k$  次代数方程式

$$Q \equiv |B - \tau A| = 0 \quad \dots\dots\dots(3)$$

を特性方程式という。その根 (固有値) を  $\tau^i$  とすれば、曲線

$$dx/dt \quad (= -\phi_t/\phi_x) = \tau^i \quad \dots\dots\dots(4)$$

あるいは  $\phi(x, t) = \text{const.}$  を特性という (図 2)。  $k=2$  の場合には  $\tau^i$  によって式(1)の形は

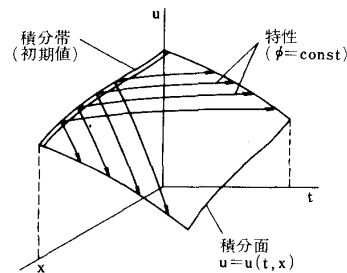


図 2 積分面上の特性

次のようになる。

2 実根	双曲形 (2 組の 1 パラメータ族の特性)
重 根	放物形 (1 組の 1 パラメータ族の特性)
共 役	楕円形 (特性は存在しない)
複素根	

ここで一例として定常二次元非圧縮粘性流れを考える。その基礎方程式は

$$\left. \begin{aligned} uu_x + vu_y &= -\tilde{1} p_x - (1 - \tilde{1}) dp/dx \\ &+ \tilde{v} u_{xx} + \nu u_{yy} \\ uv_x + vv_y &= -p_y + \tilde{v} v_{xx} + \nu v_{yy} \\ u_x + v_y &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

ただし、通常の記号は説明を省略する。なお

$\tilde{v} = \nu, \quad \tilde{1} = 1$	式(5)は NS 方程式
$\tilde{v} = 0, \quad \tilde{1} = 1$	部分放物形近似
$\tilde{v} = \tilde{1} = 0$	放物形近似 (境界層方程式)

今  $u_x = -v_y = r, \quad u_y = s, \quad v_x = t$  と置いて式(5)を 1 階の方程式の系に書き直せば、 $u_{xy} = r_y = s_x, \quad v_{xy} = -r_x = t_y$  であるから

$$\begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ \tilde{v} & 0 & 0 & -\tilde{1} \\ 0 & 0 & \tilde{v} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r_x \\ s_x \\ t_x \\ p_x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & v & 0 & 0 \\ -\tilde{v} & 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r_y \\ s_y \\ t_y \\ p_y \end{pmatrix} \\ = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ ur + vs + (1 - \tilde{1}) dp/dx \\ ut - vr \end{pmatrix}$$

したがって特性方程式は

$$Q = \begin{vmatrix} \tau & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & -\tau & 0 \\ \tilde{v} - v\tau & 0 & -\tilde{1} & 0 \\ v\tau & 0 & \tilde{v} & \tau \end{vmatrix} = 0$$

すなわち

$$v\tau^4 + (\tilde{1} \cdot v + \tilde{v})\tau^2 + \tilde{1} \cdot \tilde{v} = 0 \quad \dots\dots(6)$$

式(6)の根と式(5)の形は次のようになる。

NS 方程式	$\tau = \pm i$ (重根)	楕円形
部分放物形 近似	$\tau = 0$ (重根), $\pm i$	楕円形 + 放物形
放物形近似	$\tau = 0$ (四重根)	放物形

この場合の特性は  $dx/dy = 0$  で流れに直交する。

もう一つの例として定常二次元非粘性圧縮性流れを考える。その基礎方程式は

$$\left. \begin{aligned} \partial(\rho u)/\partial x + \partial(\rho v)/\partial y &= 0 \\ \rho(uu_x + vu_y) &= -p_x \\ \rho(uv_x + vv_y) &= -p_y \\ uH_x + vH_y &= 0 \end{aligned} \right\} \dots\dots(7)$$

ただし  $H$  は岐点エンタルピー。状態方程式

$$p = (k-1) \rho h / k$$

を用い式(7)を書き換えれば、

$$\begin{pmatrix} u & \rho & 0 & 0 \\ c^2/k & \rho u & 0 & \tilde{k}\rho \\ 0 & 0 & \rho u & 0 \\ 0 & u^2 & uv & u \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \rho_x \\ u_x \\ v_x \\ h_x \end{pmatrix} +$$

$$\begin{pmatrix} v & 0 & \rho & 0 \\ 0 & \rho v & 0 & 0 \\ c^2/k & 0 & \rho v & \tilde{k}\rho \\ 0 & uv & v^2 & v \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \rho_y \\ u_y \\ v_y \\ h_y \end{pmatrix} = 0$$

ただし  $\tilde{k} = (k-1)/k$ , また  $c = \sqrt{(k-1)h}$  は音速。特性方程式は

$$Q = \begin{vmatrix} \beta & -\rho\tau & \rho & 0 \\ -c^2/k\tau & \rho\beta & 0 & -\tilde{k}\rho\tau \\ c^2/k & 0 & \rho\beta & \tilde{k}\rho \\ 0 & u\beta & v\beta & \beta \end{vmatrix} = 0$$

ただし  $\beta = v - u\tau$ 。これを計算すれば

$$(v - u\tau)^2 \{ (u^2 - c^2) \tau^2 - 2uv\tau + v^2 - c^2 \} = 0$$

となる。これより特性は

$$\left. \begin{aligned} \frac{dy}{dx} = \tau^1 = \tau^2 = \frac{v}{u} & \text{ (流線)} \\ \frac{dy}{dx} = \tau^3, \tau^4 = \frac{uv \pm c\sqrt{u^2 - c^2}}{u^2 - c^2} & \text{ (マッハ線)} \end{aligned} \right\} \dots\dots(8)$$

マッハ線の方は亜音速 ( $|u| < c$ ) では存在しない。式(7)は流れが亜音速か音速か超音速かによって、それぞれ楕円形、放物形、双曲形の性質を持つことになる。

次に独立変数が二つよりも多い場合について述べる。この場合にも前と同様に1階の準線形方程式の系を考えれば十分である。

$$L(u) \equiv \sum_{i=0}^n A^i \frac{\partial u}{\partial x_i} + c = 0 \quad \dots\dots(9)$$

ただし  $x_0 = t$  は時間またはこれに相当の座標、 $u, A^i, c$  は式(1)と同様に定義されるものとする。今独立変数を  $x_i$  ( $i=0, 1, 2, \dots, n$ ) から  $\phi, \lambda_i$  ( $i=1, 2, \dots, n$ ) に変えることにすれば式(9)は

$$L(u) = \left( \sum_{i=0}^n A^i \frac{\partial \phi}{\partial x_i} \right) u_\phi + d = 0 \quad \dots\dots(10)$$

ただし  $A^i$  と  $d$  は  $\phi$ ,  $\lambda_i$ ,  $u$ ,  $\partial u / \partial \lambda_i$  の関数で  $u_\phi$  は含まない。特性方程式は次のようになる。

$$Q \equiv \left| \sum_{i=0}^n A^i \frac{\partial \phi}{\partial x_i} \right| = 0 \quad \dots\dots\dots (11)$$

行列  $\Sigma A^i \partial \phi / \partial x_i$  が正定値ならば式(11)の解中  $(x_i)$   $[= \phi(t, \mathbf{x})] = 0$  は  $n$  次元の特性面になる。点  $(t_0, \mathbf{x}_0)$  を通る特性面は 1 パラメータ族が存在し、その包絡面は点  $(t_0, \mathbf{x}_0)$  に頂点を持つ特性錐体になる(図3)。初期曲面  $\phi(x_i) \equiv \text{const.}$  が特性でないときには、適切に与えられた任

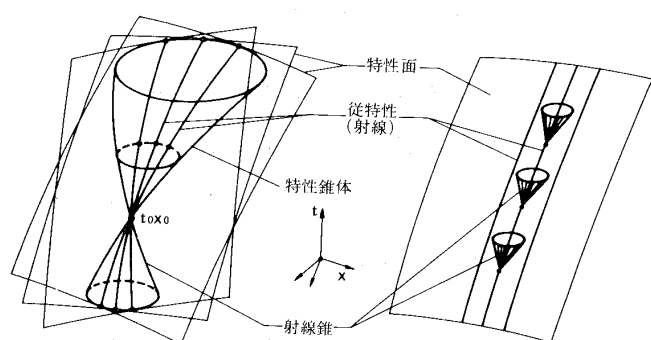


図3 特性面と特性錐

意の初期データに対し式(10)より  $u_\phi$  が一意的に定まり、初期曲面近傍に解  $u(x_i)$  を一意的に延長できることが分かる。他方初期曲面が特性のときには、初期データは  $d=0$  になるように与える必要があり、解の延長は一意的にはならない。

ここで一例として非定常二次元非粘性圧縮流れを考える。その基礎方程式はまとめて次のように書くことができる。

$$U_t + F_x + G_y = 0 \quad \dots\dots\dots (12)$$

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ (e + p) u \end{pmatrix}, \quad G = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ (e + p) v \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (13)$$

ただし  $e = \rho(\varepsilon + \mathbf{u}^2/2)$  は単位体積当りの岐

点内部エネルギー。式(12)は上から質量、 $x$ ,  $y$  方向の運動量、エネルギーの保存の関係を示している。

$F$  と  $G$  は  $U$  の関数とみなせるから式(12)は

$$U_t + AU_x + BU_y = 0 \quad (14)$$

ただし

$$A = \frac{\partial F}{\partial U} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ \Phi - u^2 & (3-k)u \\ -uv & v \\ (-\frac{ke}{\rho} + 2\Phi)u & \frac{ke}{\rho} - \Phi - (k-1)u^2 \end{pmatrix}$$

$$B = \frac{\partial G}{\partial U} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ -(k-1)v & k-1 \\ u & 0 \\ -(k-1)uv & ku \end{pmatrix}$$

$$B = \frac{\partial G}{\partial U} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ -uv & v \\ \Phi - v^2 & -(k-1)u \\ (-\frac{ke}{\rho} + 2\Phi)v & -(k-1)uv \end{pmatrix}$$

$$B = \frac{\partial G}{\partial U} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ u & 0 \\ (3-k)v & k-1 \\ \frac{ke}{\rho} - \Phi - (k-1)v^2 & kv \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (15)$$

$\Phi = (k-1)\mathbf{u}^2/2$ 。  $A$ ,  $B$  の各成分は、 $F$  と  $G$  の成分を 4 変数、 $\rho$ ,  $\rho u = \bar{m}$ ,  $\rho v = \bar{n}$ ,  $e$  のみの関数に置き換え計算したものである。たとえば

$$a_{11} = \partial(\rho u) / \partial \rho = \partial \bar{m} / \partial \rho = 0$$

また  $a_{21}$  は状態方程式

$$p = (k-1)\left(e - \frac{1}{2}\rho \mathbf{u}^2\right) \quad \dots\dots\dots (16)$$

を用いて

$$a_{21} = \frac{\partial}{\partial \rho}(\rho u^2 + p) = \frac{\partial}{\partial \rho} \left[ \frac{\bar{m}^2}{\rho} + (k-1) \right]$$

$$\left( e - \frac{\bar{m}^2}{2\rho} - \frac{\bar{n}^2}{2\rho} \right) \Big] = -\frac{\bar{m}^2}{\rho^2} + \frac{k-1}{2} \frac{\bar{m}^2 + \bar{n}^2}{\rho^2} = -u^2 + \Phi$$

特性方程式は

$$Q = | \phi_t I + \phi_x A + \phi_y B |$$

$$= \begin{vmatrix} \phi_t & \phi_x & \phi_y & 0 \\ \Phi\phi_x - u\beta & (2-k)u\phi_x + \alpha & u\phi_y - (k-1)v\phi_x & (k-1)\phi_x \\ \Phi\phi_y - v\beta & v\phi_x - (k-1)u\phi_y & (2-k)v\phi_y + \alpha & (k-1)\phi_y \\ \left( \frac{k-2}{2} u^2 - \frac{c^2}{k-1} \right) \beta & \frac{c^2 + \Phi}{k-1} \phi_x - (k-1)u\beta & \frac{c^2 + \Phi}{k-1} \phi_y - (k-1)v\beta & k\beta + \phi_t \end{vmatrix} = 0$$

ただし  $\beta = u\phi_x + v\phi_y$ ,  $\alpha = \phi_t + \beta$ . この行列式を計算すれば

$$\alpha^2 \{ \alpha^2 - c^2 (\phi_x^2 + \phi_y^2) \} = 0$$

したがって特性面の式は

$$\phi_t + u\phi_x + v\phi_y = 0 \quad \dots\dots\dots (17a)$$

$$(\phi_t + u\phi_x + v\phi_y)^2 - c^2 (\phi_x^2 + \phi_y^2) = 0 \quad \dots\dots\dots (17b)$$

式(17a)は特性面の法線( $\phi_t \ \phi_x \ \phi_y$ )が流跡線( $1 \ u \ v$ )に直交することを意味する。したがってこの特性面は流跡線から構成され射線錐は1本の流跡線になる。式(17b)は特性面の法線( $\phi_t \ \phi_x \ \phi_y$ )の拘束条件で、点( $t_0, x_0, y_0$ )を通る法線が錐面を形成することを示している(図4)。この式を簡単に  $F=0$  と置けばその法線は

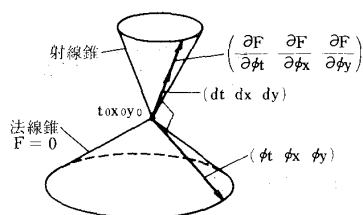


図4 射線錐と法線錐

( $\partial F/\partial \phi_t \ \partial F/\partial \phi_x \ \partial F/\partial \phi_y$ ) で、これは一つの射線に一致するから、この射線に沿っての微小距離を( $dt \ dx \ dy$ )とすれば

$$dt : dx : dy = \alpha : u\alpha - c^2 \phi_x : v\alpha - c^2 \phi_y$$

これより射線錐は

$$\left( \frac{dx}{dt} - u \right)^2 + \left( \frac{dy}{dt} - v \right)^2 = c^2$$

この式は音源( $t_0, x_0, y_0$ )から放射される音波を示している。この非定常流れでは流れが亜音速でも超音速でも同様の特性が存在し、式(12)は双曲形である。

微分方程式の形は微分方程式の最高階数の部分(主要部)によって決まり、基本的流れの微分方程式の形は次のようになる。

	定常流れ	非定常流れ
粘性流れ	楕円形	放物形
非粘性流れ	双曲形(超音速)	双曲形
	楕円形(亜音速)	

微分方程式の形は完全な非粘性流れとほんのわずかも粘性の作用する流れでは全く違うことになる。しかしながら実際の物理現象では必ずしもそ

うはならない。たとえば超音速の定常流れでは粘性を考慮しても楕円形の性質の現われるのは壁面近傍に限られ、主流では下流の効果は上流へさかのぼらないから双曲形の性質が保持される。

#### 4. 各形と解の性質<sup>(11)</sup>

双曲形、放物形、楕円形方程式の典型的なものは次の振動方程式、拡散方程式、ラプラス方程式である。

$$\begin{aligned}u_{tt} - c^2 \Delta u &= 0 \\ u_t - \kappa \Delta u &= 0 \\ \Delta u &= 0\end{aligned}$$

ただし  $\Delta$ : ラプラス演算子。振動方程式と拡散方程式は時間微分項を含み、初期値(コーシー)問題として解かれる。すなわち与えられた初期データをもとに解を時間軸方向に逐次延長することができる。他方、ラプラス方程式は境界値問題として解かれる。すなわち計算領域のすべての境界上に一つ境界条件を与え、解は基本的には全領域同時に計算する必要がある。このような問題の取扱いは各形の方程式にそれぞれ共通のもので、その理由は以下の説明より明らかである。

結論を先に言えば、双曲形方程式では  $\mathbf{x}t$  空間内のある点の解  $u(\mathbf{x}_0, t_0)$  はその点に頂点を持ち負の時間軸方向に広がる特性錐体内の依存域の  $u$  にのみ依存し、反対側に広がる特性錐体内の影響域の  $u$  にのみ影響を及ぼす。これらの錐体の外の領域とは全く無関係である(図5)。放物形方程式では、特性錐体の頂角は  $180^\circ$  に拡がり射線錐はちょうど平面になる。ある点の解  $u(\mathbf{x}_0, t_0)$  は過去( $t < t_0$ )のすべての領域に依存し、未来( $t > t_0$ )のすべての領域に影響を及ぼす。最後に楕円形方程式ではこのような特性錐は存在せず、ある点の解  $u(\mathbf{x})$  は計算領域内のすべて

の点に依存すると同時に影響を及ぼす。

双曲形の方程式では特性方程式(3)が実の固有値を持つ。その一つを  $\tau^i$  とすれば、行列  $B - \tau^i A$  はその行列式が零になることから明らかなように、この行列を構成する  $k$  個の(列)ベクトルが1次独立ではなくなっている。すなわち  $k$  次元ベクトル空間内でこの行列は  $k-1$  次元の面に縮退しており、したがってこの面に直交する固有ベクトル  $l^i$  (left null vector) が存在する筈である。

$$l^i (B - \tau^i A) = 0 \quad \dots\dots\dots (18)$$

$l^i$  は方向のみ指定され大きさ不定の行ベクトル。なお  $B - \tau^i A$  のランクが  $r$  だけ落ちるときには  $r$  個の独立の固有ベクトルが存在する。 $l^i$  を式(1)の左から乗じ式(18)を用いれば、

$$l^i A d^i u + l^i c = 0 \quad (i=1, 2, \dots, k) \quad \dots (19)$$

ただし  $d^i \equiv \partial/\partial t + \tau^i \partial/\partial x$  は特性曲線  $dx/dt = \tau^i$  に沿う内微分である。したがって以上述べた特性の理論によれば、双曲形偏微分方程式の系、式(1)は、それに等価な各特性上で成立する常微分方程式の系、式(19)で置き換えられることになる。

次に具体例を一つ示す。式(7)の定常二次元非粘性圧縮流れの場合には、式(18)に相当の式は

$$\begin{pmatrix} 1 & \lambda^2 & \lambda^3 & \lambda^4 \end{pmatrix}^i \begin{pmatrix} \beta^i & -\rho\tau^i & \rho & 0 \\ -c^2\tau^i/k & \rho\beta^i & 0 & -\tilde{k}\rho\tau^i \\ c^2/k & 0 & \rho\beta^i & \tilde{k}\rho \\ 0 & u\beta^i & v\beta^i & \beta^i \end{pmatrix} = 0$$

ただし  $\beta = v - u\tau$ 。これより固有値  $\tau^1 = \tau^2 = v/u$  に対しては二つの独立な固有ベクトルは

$$l^1 = (0 \ u \ v \ 0), \quad l^2 = (0 \ 0 \ 0 \ 1)$$

のように求まり、式(19)に相当の式は

$$\frac{c^2}{k\rho} d^1 \rho + d^1 \frac{u^2}{2} + \frac{k-1}{k} d^1 h = 0 \quad (20a)$$

$$d^1 \frac{u^2}{2} + d^1 h = 0 \quad (20b)$$

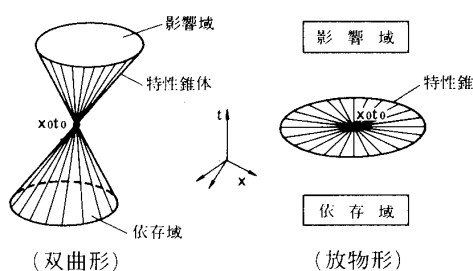


図5 依存域と影響域

ただし  $d^1 \equiv \partial/\partial x + v\partial/\partial y$  は流線  $dy/dx = v/u$  に沿う内微分。式(20a)は圧縮性流れのベルヌーイの式、式(20b)は一つの流線に沿って岐点エンタルピー一定の関係である。また固有値  $\tau^3, \tau^4 = (uv \pm c\sqrt{u^2 - c^2})/(u^2 - c^2)$  の方の固有ベクトルは

$$l^i = (\beta^{i2} u + v\tau^i - k\beta^{i2}/c^2 \\ \tau^i (u + v\tau^i) - k\beta^{i2}/c^2 \\ - \rho(1 + \tau^{i2}) + k\rho\beta^{i2}/c^2)$$

となり、式(19)に相当の式は

$$(u + v\tau^i) \left( \frac{c^2}{k} d^i \rho + \frac{k-1}{k} \rho d^i h \right) \\ + \rho(v - u\tau^i)(v d^i u - u d^i v) = 0 \\ (i = 3, 4) \dots\dots\dots (20c)$$

ただし  $d^i \equiv \partial/\partial x + \tau^i \partial/\partial y$  はマッハ線  $dy/dx = \tau^i$  に沿う内微分。

この流れの問題では流れの方向が時間軸に相当し進行法が適用でき、式(20)は特性曲線法で解くことができる。図6には、特性曲線の格子または長

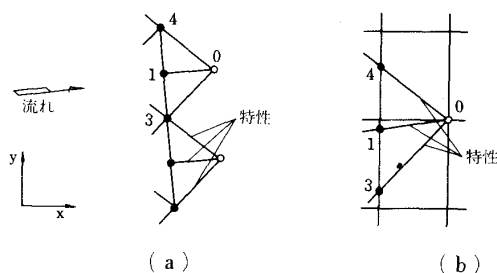


図6 特性曲線法

方形格子を用いる。二つの特性曲線法を示す。いずれの方法でも解を●印から○印まで1ステップ進めるには、まず式(8)により特性を引き計算点の位置を求め、必要に応じ●印の値を補間で求める。次に式(20)を用い○印の  $\rho, u, h$  の値を計算する。これらの計算でたとえば特性  $\overline{10}$  に沿う微分は

$$d^1 \rho = (\rho_0 - \rho_1)/(x_0 - x_1)$$

また予測子修正子法を用いその係数は予測子の段階では適当に近く値を用い、修正子の段階では

$$c = (c_1 + c_0)/2$$

このような進行法の計算では、同時に記憶しなければならないデータが少なく、またCPU時間も少ない。

双曲形または放物形の方程式は、図7に示すよ

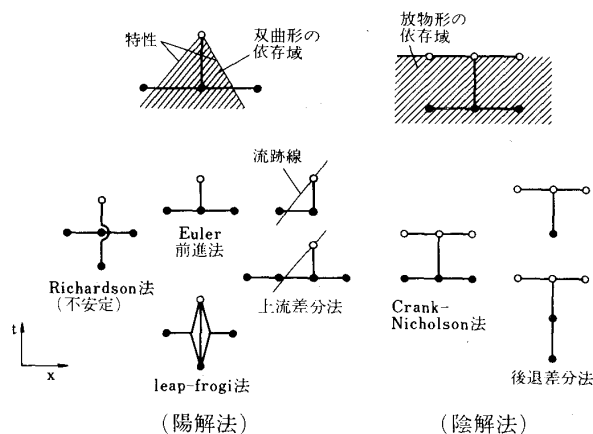


図7 陽解法と陰解法

うな各種の陽的または陰的差分法で解かれている。依存域との関係からは双曲形には陽解法、放物形には陰解法が適しているように思われる。しかし実際には、遷音速流れの形依存法では、安定化のため双曲形の超音速域に陰解法が用いられている。これに対しては、依存域外の点と関係を持たせることが超音速域を広くしチョーキングを早める結果になるとの批判もある<sup>(12)</sup>。他方放物形の非定常粘性流れにも陽的上流差分法が用いられている。これは特に高レイノルズ数流れでは、ある点の解が依存域のすべてに平等に関係するのではなく、その点を通る流跡線とその近傍に強く依存することから妥当とも言える。

双曲形の方程式では、この式が式(19)のように特性に沿う常微分方程式に書き換えられることから分かるように、流れのかく乱は特性に沿って伝播し、初期値の不連続が流れ場のその後不連続をもたらす。この不連続性の伝播は定係数の方程式では顕著である。また特性が重なり合って包絡面(射線の焦点)のできるところには、初期値の不連続とは関係なく、関数値自身の跳躍が起きる。ところで差分法などの数値解法の精度はテイラー展開をもとに評価されているが、これはテイ



ラー級数の収束する解析関数、すなわち無限階微分まで連続になる関数 ( $C_\infty$ ) を前提にしてのことである。不連続性を含む双曲形方程式の解においては、テイラー級数が発散するので、これらの数値解法の精度はきびしく言えば評価以前と言うことになる。特性曲線格子を用いる特性の方法は、プログラムは複雑になるが、不連続性を含むこのような流れにも十分適用できる方法である。

ラプラス方程式では、2階微分まで連続になる正則な解が解析関数になることが知られている。また一般の2階の楕円形方程式では解の連続性はSchauderの評価法で判定される。これは簡単に言えば、微分方程式の係数の中で一番不連続性の強いものが  $C_m$  ( $m$ 階微分まで連続な関数) に属するならば、正則な解 ( $C_2$ ) は  $C_{m+2}$  に属する。たとえば、ラプラス方程式の係数は一様に1で解析関数であるから  $m = \infty$  で上の定理が成立する。ポアソン方程式の右辺が領域内部のある面を横切って不連続ならば、解はここで2階微分が不連続になる。楕円形方程式で支配される多くの流れでは解析性が保証され、差分法などの数値解法が本来の精度で適用できる。

解析接続の定理は解析的係数を持つ2階の楕円形方程式に対し次のように拡張できる。すなわちこの方程式の解析的な解は、なめらかな境界上に与えられた解析的な関数値とその法線微分値から、この境界の近傍に一意的に延長できる。これを次次に先へ延長して行けば、楕円形方程式の初期値問題が解けることになる。しかしこの問題は不適切 (improperly posed) で、初期値に含まれるゆらぎ、数値解の誤差に由来するゆらぎが増幅されうまいかない。たとえばラプラス方程式では、正方形格子の差分式は

$$u_{10} + u_{01} + u_{-10} + u_{0-1} - 4u_{00} = 0$$

で、初期誤差  $\pm \epsilon$  は図8に示すように加速度的に拡大される。それでもなお、その平均的値は正当なものである。したがってMOL (method of lines) 流線曲率法などこの種の問題を扱う解法では、各ステップ毎に平滑化 (smoothing) の操作を施す必要がある。

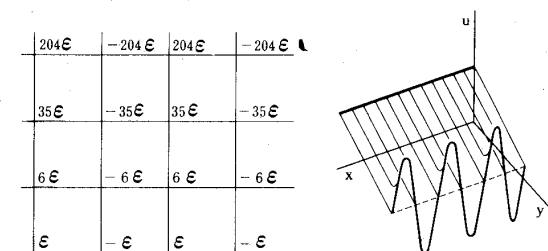
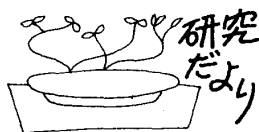


図8 楕円形方程式の初期値問題

## 文 献

- (1) Taylor, C. & Morgan, K. 編, Computational Techniques in Transient and Turbulent Flow, (1981), Pineridge Press.
- (2) Bradshaw, P., ほか2名, Engineering Calculation Methods for Turbulent Flow, (1981), Academic Press.
- (3) Meyer, R. E. 編, Transonic, Shock, and Multidimensional Flows, (1982), Academic Press.
- (4) Cebeci, T. 編, Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows, (1982), Springer-Verlag.
- (5) Roe, P. L. 編, Numerical Methods in Aeronautical Fluid Dynamics, (1982), Academic Press.
- (6) Morton, K. W. & Baines, M. J. 編, Numerical Methods for Fluid Dynamics, (1982), Academic Press.
- (7) Peyret R. & Taylor, T. D., Computational Methods for Fluid Flow, (1983), Springer-Verlag.
- (8) Essers, J. A. 編, Computational Methods for Turbulent, Transonic, and Viscous Flows, (1983), Springer-Verlag.
- (9) P-SC 47 流体力学における電算機利用に関する調査研究分科会成果報告書, (昭58-12), 日本機械学会.
- (10) Green, J. E., 文献(5)の1ページ.
- (11) Courant, R., Methods of Mathematical Physics, Vol. II, (1962), Interscience Publishers.
- (12) Dodge, P. R., ASME Paper, No 76-GT-63, (1976), Transonic Flow Problems in Turbomachinery (Adamson, Jr., T. C. & Platzler, M. F., 編), (1977), 253, Hemisphere Pub. Co.

# 工業技術院機械技術研究所におけるガスタービン関連研究



工業技術院機械技術研究所 鈴木邦男

## 1. 機械技術研究所の概要

当所は、わが国機械工業の海外依存からの独立を図り、その振興に寄与することを目的に昭和12年8月、商工省機械試験所として設立された。当初は試験・分析および研究という形であったが、次第に研究中心の業務に移りかわり、昭和46年4月所名を現在の名称に変更した。昭和54年度に筑波研究学園都市へ移転し、新しい環境のもとで研究活動を進めている。

研究組織は、図1に示すように部・課制をとり、6部25課および3特別研究室からなっている。各課の研究分野は、ほぼその課名で示される内容である。特別研究室は大型研究担当者間の連絡・調整を行う機能をもつ“横割組織”になっている。

現在、研究の重点分野として資源・エネルギー、新材料および高度ロボットを採りあげている。この研究分野と研究部との対応をとり、研究の効率化を図るため、昭和59年10月1日研究組織の再編を予定している。すなわち、基礎部をエネルギー機械部、自動車安全公害部をロボティクス部と変更し、これに伴う課レベルの移動が予定されている。

## 2. ガスタービンの研究

当所は、ガスタービン設計法の確立、性能改善を目的とした研究を昭和26年4月から着手し、4段軸流圧縮機、1段軸流タービンの性能、増速翼列の特性、内部流れの各研究およびこれらの研究に必要な計測器の開発を行った。昭和27年度からはガスタービンの強度面を採りあげ、回転部分および翼の植込み強度の計算、模型による実験を行った。また、冷却翼の研究として翼への熱伝達率を測定し、燃焼器の研究として、B重油を対象に燃料噴霧と燃焼空気導入法の燃焼効率へ及ぼす影響を調べた。

一方、ジェットエンジンの性能解析と運転試験

所長

次長

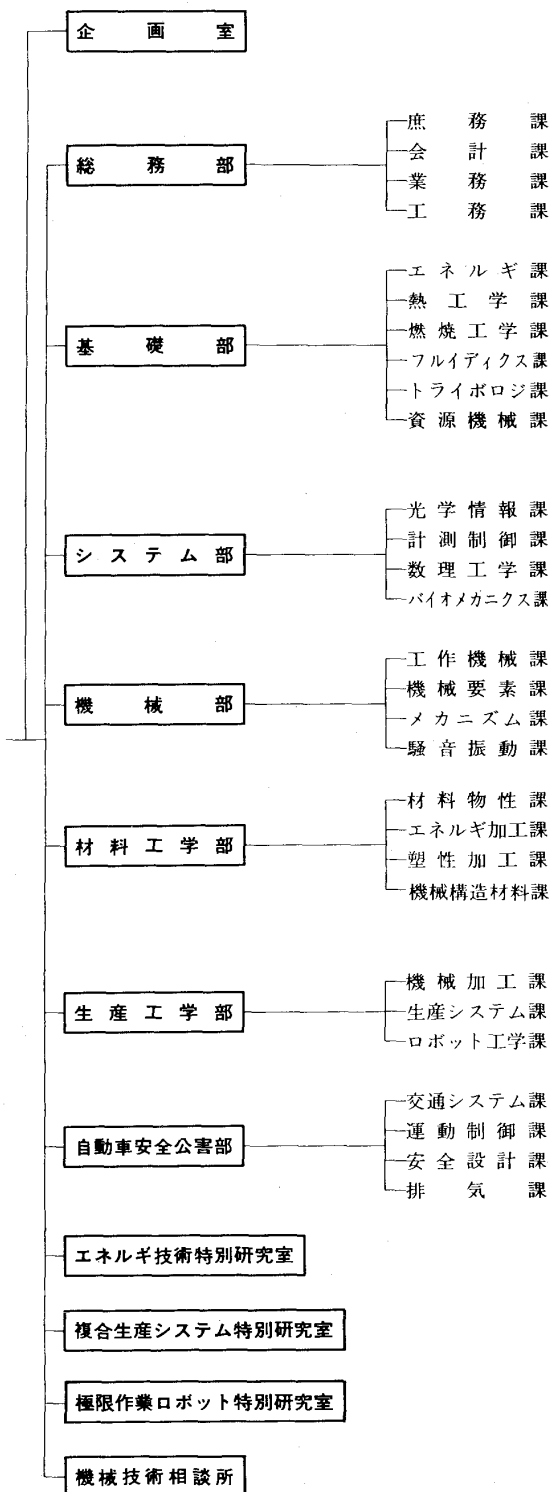


図1 機械技術研究所の組織(昭和59年7月)

(昭和59年7月24日原稿受付)

法の研究のため、ロールスロイス社製ダーウェントー8を購入し、東村山分室にジェットエンジン性能試験運転台を新設して運転した。

昭和30年7月航空技術研究所設立に伴う関係者の移動から、上記のようなガスタービンに関する研究は大幅に縮小した。しかし、流体力学、熱力学、燃焼工学などの関連基礎分野の研究は、続けられた。

昭和40年代後半からエネルギー研究部門の強化が進められ、研究者が充実した。現在、ガスタービンの名称のつく研究課題は燃焼器関係1テーマであるが、最近の研究として、空力関係でATP（先進プロペラ技術）、風車を手掛けており、伝熱関係でヒートパイプ、熱交換器、エンジン要素関係でシールや軸受、歯車等の研究を行っている。

材料関係では工業技術院の次世代産業基盤技術研究開発の一環として高性能結晶制御合金の結晶制御技術、ファインセラミックスの加工接合技術、複合材の破壊力学特性評価法の各研究を進め、また、特別研究として硬質高分子材料の高信頼性評価技術に関する研究を進めている。

加工関係では特別研究として超難削材の先進加工技術、すなわちタービン翼植込部を対象にしたクリープフィード研削と雰囲気制御切削を取上げている。経常研究としてワイヤ電解加工、電子ビ

ーム表面処理、局所CVD法、固相接合法の各研究を進め、加工データの蓄積を行っている。

軸受やシールは、ガスタービン構造要素として、小さいけれども重要な部分である。摩擦、摩耗、潤滑に関する分野は、理論的解明が難しく、設計に当って経験やノウハウを必要とする。当所ではトライボロジ課が主体になって各種実験データの蓄積及びその解析を行っており、特別研究として摩耗対策技術の研究等を進めている。

### 3. 関連研究設備

#### (1) 回流形風洞

本風洞は速度分布の一様性と乱れを重視して設計するとともに大気流を模擬するため、速度成層発生と変動流発生機能をもたせた。風洞本体は鋼板溶接構造で、風路中心線の全周は68.4 mである。要目を表1に示す。

送風機駆動用電動機は他励分巻直流式、定格出力100 KWで、その回転数をサイリスタレオナード方式で制御する。送風機は1段軸流、固定ピッチ翼で、10枚の動翼と7枚の静翼があり、ボス比0.4である。送風機吐出全圧780 Paで風量94.08 m<sup>3</sup>/s、回転数制御範囲10～760 rpmになっている。

測定部における速度分布の一様性を高めるとともに乱れを小さく押えるため縮流管の絞り比を9とした。測定カートは境界層排除厚さ分だけ側面

を下流側に広げてあり、両側面に観測窓、下面中央に直径1.1 mのターンテーブル、上面と片側面に流速計取付座を設けている。測定部は密閉形を基本としているが、測定カートを外して開放した状態でも実験できる。大気流を模擬する場合、丸格子挿入式速度成層装置、または多羽根ダンバ駆動式の変動流発生装置を空カートと交換する。図2は測定部（測定カート）の外観である。

これまでに工業技術院サンシャイン計画の風力変換システムの研究、特別研究としてATPの空力特性の研究などに使用した。

#### (2) 容器燃焼試験装置

簡単な吹出し式高圧燃焼試験装置が

表1 風洞要目

	要 目	摘 要
風 速 範 囲	1～48 m/s	測定部密閉
	1～45 m/s	測定部開放 (吹口 1.4 × 1.4 m)
	最大 50 m/s 以上	測定部開放 (吹口 0.75 × 0.75 m)
風 速 分 布	± 0.5 % 以下	風速 10 m/s 以上
乱 れ 強 度	0.5 % 以下	風速 10 m/s 以上
速 度 成 属	直線状分布 $U_{\max}/U_{\min} = 1.4$ 平均最大風速 30 m/s	
変 動 流	擬似正弦波 0.2～2 Hz 平均最大風速 40 m/s	
測 定 カ ー ト	入口 1.407 W × 1.4 H m 出口 1.433 W × 1.4 H m 長さ 4 m	

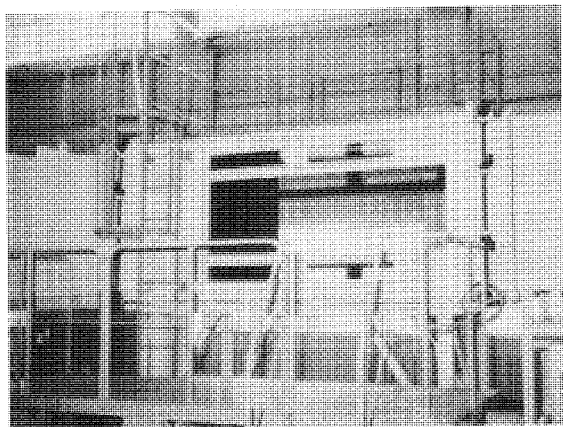


図2 風洞測定部

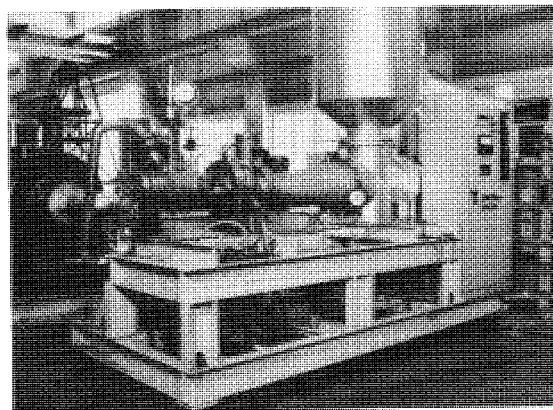


図4 容器燃焼試験装置外観

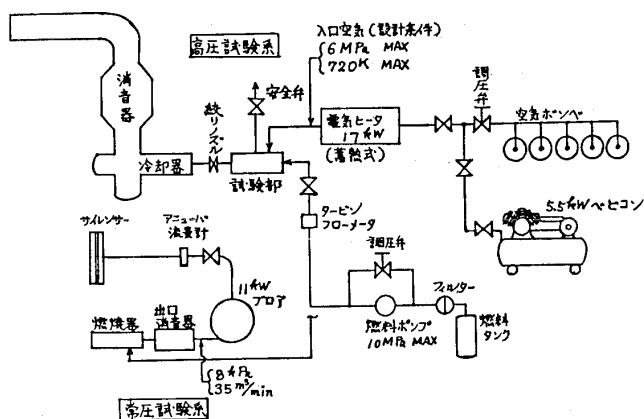


図3 容器燃焼試験装置系統図

ある。図3にその系統図を示す。高圧空気ポンペを空気源とし、減圧したのち蓄熱式空気加熱器で最高720 Kまで加熱して燃焼器に流す。最高5 MPaまでの実験が5秒間程度できる。燃料は灯油、軽油またはメタンである。燃焼器出口は多孔絞り板（固定絞り）によって大気圧まで減圧し、冷却水を直接ガス中へ噴射して冷却したのち、消音器へ送る。多孔絞り板の開口面積は、実験前に調整しておく。なお、大気圧付近の圧力であれば補助空気源（ヘビコン）により連続燃焼が可能である。また、常圧試験系も付属し、燃焼器内部の流れ模様や保炎性能を調べる実験に使用できる。図4は、この外観で、左側が燃焼器ライナを納めるケーシング、その右側が冷却ダクト、立上り部分が消音器になっている。

これまで、工業技術院の省エネルギー技術研究

開発（ムーンライト計画）の高効率ガスタービン高圧燃焼器の研究に本装置を用いてきた。

### (3) 高温気体伝熱試験装置

高温熱交換器において強制対流と固体ふく射が共存する場合における伝熱面の実験を1070 K以下の温度範囲で行う装置である。その外観を図5に

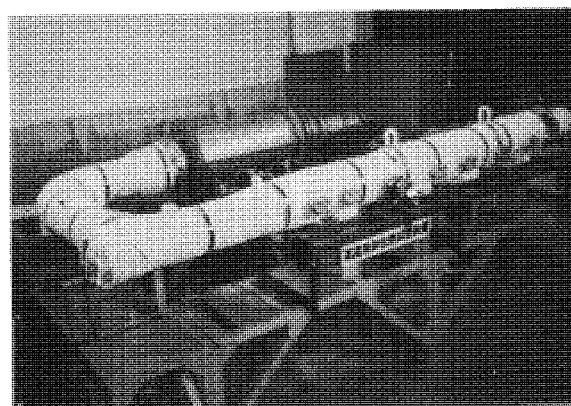


図5 高温気体伝熱試験装置

示す。ブロー吐出空気を流量計で計測したのち、予熱ヒータに流して加熱し、試験部へ送る。試験伝熱面内側にヒータを入れて表面温度を制御する。試験部から流出した加熱空気は、冷却器によって冷却したのち、大気へ放出する。

この実験によると、伝熱面のふく射率を高め、ふく射伝熱を増す工夫を行った効果は、予想以上に大きなことが判明している。

### (4) 高速歯車試験装置

最高20000 rpm, 300 KW, 最大トルク980 N·mの動力吸収式歯車試験装置を図6に示す。高周波

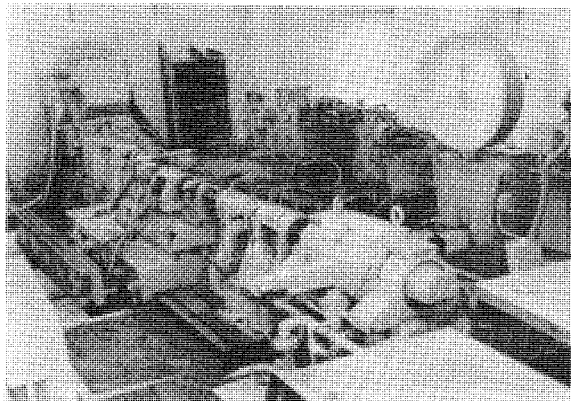


図6 300 KW高速歯車試験装置

誘導電動機で試験歯車を駆動し、渦流式電気動力計で吸収する。潤滑油供給装置、計測装置等付属している。

航空用等の軽量高負荷歯車装置の機能を高速高負荷用と低速高負荷用に分類し、それぞれの機能に適合した歯車の材料、歯形、歯車の形状、加工方法などの設計・加工の条件と回転速度、負荷、潤滑などの運転条件が運転性能と負荷性能に及ぼす影響を調べ、高性能歯車の開発を進めている。

(5) 音響実験室

騒音低減に関する研究のため、無響室及び残響室を有している。その要目を表2に示す。

表2 無響室及び残響室要目

要 目	
無 響 室	
内 法 寸 法	12×5×4 Hm
しゃ音度：壁面	78 dB (500 Hz)
しゃ音扉+吸音扉	70 dB (500 Hz)
逆二乗特性	室中央床面から斜め上方コーナ線上の方向に1.5 m以内で誤差±1.5 dB (80 Hz以上)
吸音楔の吸音率	99% (80 Hz)
残 響 室	
形 状	不 整 形
容 積	241.21 m³
表 面 積	230.51 m²

無響室は床面がコンクリートの半無響室になっている。これは重量のある重い機械、または振動を発生する機械類を取扱うためである。床面から

の反射音の影響は測定点が音源から1 m以内では大きく現れず、また1 m以上離れた測定点では、多点測定と演算処理から影響を除去することができる。無音室の大きさは、音源を1.2 m×1 m×1 m程度までとし、その200倍の容積をとることから240 m³とした。

残響室は不整形で、図7は残響室に取付けた低騒音ファンである。

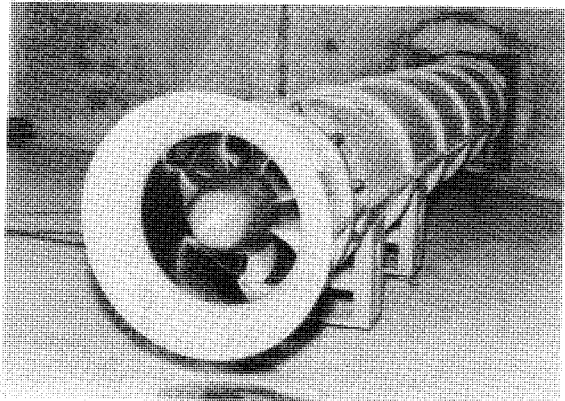


図7 雑響室内の低騒音ファン

4. あとがき

工業技術院機械技術研究所は、昭和20年代後半にガスタービンの本格的な研究に着手した。しかし、その後は関連基礎研究主体に移りかわっている。現在、伝熱・燃焼関係というガスタービンに直接関連する研究と並行してセラミック材など新材料の機械部品としての適用、機械加工、軸受、シール、歯車等ガスタービンの設計、製作を支える技術の研究を進めている。各種の関連試験装置を有し、実験データやノウハウの蓄積が十分なされていることから、ガスタービンと名称のつく研究こそ数少ないが、潜在的な能力は高いと考えられる。

なお、当所は各研究部間の人の交流が盛んで、いわゆる境界領域の研究に必要なグループ研究が容易になっている。したがって従来組織で行いにくい分野の研究において当所の特徴が発揮できよう。



# 1984 ASME国際ガスタービン会議 アムステルダム大会

## 1. アムステルダム大会に参加して

慶応大学名誉教授 渡部 一郎

第29回国際ガスタービン会議が1984年6月3日～7日アムステルダム国際会議センター(RAI)で、ASMEガスタービン部門主催、オランダの

Royal Institution of Engineers (KIVI) の協賛で開催された。提出された論文分野の一覧を表1に示す。論文数310篇、ほかにパネルセッ

表1 第29回国際ガスタービン会議・発表分野と国名

分野	国名	米 国	英 国	西 独	日 本	フランス	そ の 他	合 計
Aircraft		12+(3)	(1)			(1)	カナダ1	13+(5)
Ceramics		4		1	1			6
Closed Cycles		7+(4)	1	2			イタリー1	11+(6)
Coal Utilization		17+(4)	2	1+(1)			スイス1	12+(5)
Combustion & Fuels		11+(8)	7		1		カナダ2, 中国1	22+(8)
Controls & Diagnostics		4+(1)	1				中国1, (サウジ1), (ノルウェー1)	6+(3)
Education		1	1				ベルギー1	3
Electric Utilites		18	2	2	4		カナダ2, スイス2, オランダ1	31
			6		1			
Heat Transfer		12						19
Manufacturing, Materials		7+(3)		2			オランダ2+(2), インド1	12+(5)
Marine		6	2				オランダ3, カナダ1	12
Pipelines		6+(1)					カナダ3, イタリー3	12+(1)
Process Industries		8	1	1	1		オランダ2, イタリー1, サウジ1	15
Structures & Dynamics		20	3		1		インド, ノルウェー1, スイス1	28
Technology Resorces		3+(3)	3	(1)		1	(オランダ1), (イタリー1), (スイス)	3+(7)
Turbomachinery		40	18	6	6	8	中国6, ベルギー3, ギリシャ2, スイス2	91
Vehicular		4					フィンランド1	5
合 計		180+(27)	44+(1)	15+(2)	15	9+(3)	47+(7)	310+(40)

注：( )内はパネル討論会のパネルリストの数を示す。

国際共同発表のものは重複して数えたので、論文数とは必ずしも一致しない。

ション、ポスターセッションもあり、規模、内容ともに申分のないものであったし、展示施設も立派なもので、165社以上が展示場に参加した。

会議の全容を述べることはできないが、Advanced Reheat Gas Turbine と云うセッションがあり、わが国のAGTJ-100 Aに関する3論文で構成されており、竹矢一雄、手島清美、荒井正

志の諸氏が発表にあたったが、このムーンライト計画はすでに各国に知れ亘っていたようだ。ターボ機械のセッションでは日本からは6論文、妹尾泰利教授の八面六臂の活躍が目立った。Co-generation, total energy もこの会議の主流の一つであり、前者のセッションには5論文が提出されていた。ceramics も広く各セッションで採り

上げられていた。私は今回は意識的にターボ機械以外のセッションにも足を運んだ。R. Tom Sawyer が密閉サイクルガスタービンの講演を行ない、西独 Bammert 教授、米国 London 教授らが熱心に聴いていたが、老年パワー健在というのはひいき目であろうか。

3日(日)夜Hiltonホテルでcash bar形式のリセプションがあり、Tom SawyerをはじめI. G. Rice, G. W. Kahle 夫妻, C. E. Seglem, London 教授, Tabakoff 教授, 国際コンサルタント R. A. Harmon 等の米国勢、欧州からは Breugelmans 教授, Gallus 教授, Chauvin 教授等々日本にもなじみ深い顔ぶれが見えた。5日(火)夜はオランダ副首相、経済相、アムステルダム市長等

の共催のパーティーがRijksmuseumで開催され、会議登録者は全員招待された。壁に掛っている名画に囲まれながらのパーティは日本では考えられないものであったし、これがバンケに代る役割を果たしたようだ。わが国では次回の日本主催国際ガスタービン会議の間隔を従来の6年より短縮して、3～4年にしようという話合いが松本正勝教授を中心に進められているが、出席の今井兼一郎氏や小生もこのことのPRに片棒をかついだ次第。なお、会議とは直接関係はないが、1985年9月27日中国北京で国際ガスタービンシンポジウムがASMEガスタービン部門主催、中国航空学会共催にて開催されることになっており、このbrochureが配布されていた。

## 2. 航空用ガスタービン及び航空転用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱ 飯 島 孝

### 1. 航空用ガスタービン

1. 全般：Aircraft Committee の企画セッションは5つ、論文13編、パネル討論1セッションでこの他、Education Committee の企画セッションの中にAeronautical Propulsionに関する1編が発表された。論文テーマとしては『エンジン開発の最近の傾向2つ—派生形エンジン開発と耐久性(Durability)の重視』、『航空機における飛行システムと推進システムのインテグレーション』、『小形エンジンに関する技術』がえられ、パネル討論の議題は『航空用ガスタービンにおける国際協力』であった。

#### 2. 『派生形エンジンと耐久性』に関するもの

(1) テーマ選定の趣旨は、軍用エンジンについても性能至上からDurabilityが重視されるようになり、新エンジン開発のコストの急増のため、既存エンジンの派生形(Derivative)として開発をすすめ、低コストで高性能とDurabilityを求めることが多くなったことによる。最近の素材や加工法の急速な進歩がこれらを可能ならしめた。

(2) T56エンジンは1954年3460 SHPであったものが、1983年には5575 SHPのものが、Engine Model Derivative Programとして

開発されており、1986年には生産エンジン出荷が予定されている。新しい考え方で低周波疲労試験や、Digital Electronic制御の信頼性試験などが適用されている。

(3) F100の派生形としてのPW1120エンジンは、F100と共通部分を極力残しながら、推力向上と燃費改善を行ったもので、Digital Electronic制御の採用による各種機能の改善も大きな特色。Durabilityも大巾に改善され、整備コスト、工数の低減もはかられF15/F16、イスラエルのLavi機、F4などの機体に搭載が計画されている。

(4) GE社のF110エンジンは、F14、F15、F16への搭載を狙ったもので、F101のコアを用いた派生形エンジンである。1984年2月にF100エンジンとの競合の下でF16用として採用された。Normal OperationではすべてElectronic制御で、Fan Duct Mach No.によってFanの作動線をControlし、Jet Nozzle AreaをModulateすることで自動的にトリムしてエンジン推力を維持する、高圧タービンの動翼の材料温度を光学的に計測する、アフタバーナの着火DetectorによってFan stallの発生を防

上げられていた。私は今回は意識的にターボ機械以外のセッションにも足を運んだ。R. Tom Sawyer が密閉サイクルガスタービンの講演を行ない、西独 Bammert 教授、米国 London 教授らが熱心に聴いていたが、老年パワー健在というのはひいき目であろうか。

3日(日)夜Hiltonホテルでcash bar形式のリセプションがあり、Tom SawyerをはじめI. G. Rice, G. W. Kahle 夫妻, C. E. Seglem, London 教授, Tabakoff 教授, 国際コンサルタント R. A. Harmon 等の米国勢、欧州からは Breugelmans 教授, Gallus 教授, Chauvin 教授等々日本にもなじみ深い顔ぶれが見えた。5日(火)夜はオランダ副首相、経済相、アムステルダム市長等

の共催のパーティーがRijksmuseumで開催され、会議登録者は全員招待された。壁に掛っている名画に囲まれながらのパーティは日本では考えられないものであったし、これがバンケに代る役割を果たしたようだ。わが国では次回の日本主催国際ガスタービン会議の間隔を従来の6年より短縮して、3～4年にしようという話合いが松本正勝教授を中心に進められているが、出席の今井兼一郎氏や小生もこのことのPRに片棒をかついだ次第。なお、会議とは直接関係はないが、1985年9月27日中国北京で国際ガスタービンシンポジウムがASMEガスタービン部門主催、中国航空学会共催にて開催されることになっており、このbrochureが配布されていた。

## 2. 航空用ガスタービン及び航空転用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱ 飯島 孝

### 1. 航空用ガスタービン

1. 全般：Aircraft Committee の企画セッションは5つ、論文13編、パネル討論1セッションでこの他、Education Committee の企画セッションの中にAeronautical Propulsionに関する1編が発表された。論文テーマとしては『エンジン開発の最近の傾向2つ—派生形エンジン開発と耐久性(Durability)の重視』、『航空機における飛行システムと推進システムのインテグレーション』、『小形エンジンに関する技術』がえられ、パネル討論の議題は『航空用ガスタービンにおける国際協力』であった。

#### 2. 『派生形エンジンと耐久性』に関するもの

(1) テーマ選定の趣旨は、軍用エンジンについても性能至上からDurabilityが重視されるようになり、新エンジン開発のコストの急増のため、既存エンジンの派生形(Derivative)として開発をすすめ、低コストで高性能とDurabilityを求めることが多くなったことによる。最近の素材や加工法の急速な進歩がこれらを可能ならしめた。

(2) T56エンジンは1954年3460 SHPであったものが、1983年には5575 SHPのものが、Engine Model Derivative Programとして

開発されており、1986年には生産エンジン出荷が予定されている。新しい考え方で低周波疲労試験や、Digital Electronic制御の信頼性試験などが適用されている。

(3) F100の派生形としてのPW1120エンジンは、F100と共通部分を極力残しながら、推力向上と燃費改善を行ったもので、Digital Electronic制御の採用による各種機能の改善も大きな特色。Durabilityも大巾に改善され、整備コスト、工数の低減もはかられF15/F16、イスラエルのLavi機、F4などの機体に搭載が計画されている。

(4) GE社のF110エンジンは、F14、F15、F16への搭載を狙ったもので、F101のコアを用いた派生形エンジンである。1984年2月にF100エンジンとの競合の下でF16用として採用された。Normal OperationではすべてElectronic制御で、Fan Duct Mach No.によってFanの作動線をControlし、Jet Nozzle AreaをModulateすることで自動的にトリムしてエンジン推力を維持する、高圧タービンの動翼の材料温度を光学的に計測する、アフタバーナの着火DetectorによってFan stallの発生を防



ぐなどの新機軸を出している。

(5) 戦闘機用エンジンのDurabilityを配慮した設計について、PWA社の技術担当副社長 Koffがこの分野での永年の経験にもとづいた解説的発表を行った。その主な内容を記すと

(イ) Fighter Engine の設計は、性能、信頼性/耐久性、重量、コストのTrade offであるが、この内性能的なもの、重量、コストは開発のかなり初期にきまってしまうが、Durability は実際のMission RequirementやDuty Cycle乃至これをシミュレートした条件の下での各種の試験を経て、その結果を設計にfeed back することができるようになる。このプロセスの概要と、その設計事例を、Fan, Compressor, Turbine, Combustor などについて示している。

(ロ) 実用の部品製作のために設計出国する最終設計段階では、各Configurationについて所謂Design Analysis がくりかえし行われ、構造解析や寿命予測が行われる。

(ハ) タービンディスクのDovetailのような局部的に高い繰返し荷重が機械的、熱的にかかる部分について応力-歪解析を行い、材料特性との関連で繰返し応力に対する損傷モードと寿命を解析する事例を示す。

(ニ) Manufacturing に関しては、材料と加工プロセスがdependableであることがDurabilityに重要であることを強調、粉末冶金、Near Net Shapeに言及している。

(ホ) ディスク用の最近のNi超合金は、一定寸法の亀裂欠陥からの残存寿命が従来の材料の倍近くになっていることと、Retirement for Causeの概念を適用することによって、亀裂発生後も残存寿命を予測して次の検査まで安全に使用できるようになりつつある。これによるDurability向上でLife Cycle Costをminimumにできる。

(ヘ) 設計意図通りのものが実現しているか否かを実証する各種の試験(要素リグ試験などを含む)では応力、振動、圧力、温度などを多点(1,500点以上)で計測し、これを処理、評価するようになった。

(ト) AMT (Accelerated Mission Test) : 5年以上の運用(field usage)を1ヶ月の試験期間でシミュレートし評価するよう

なもの。特にGas pass parts タービン翼や高温部複合材料などにつき例示がある。

(チ) さらに実際のField Test Data を早期にfeed backして教訓を生かすことによりDurabilityの改善、確保をはかる。

(リ) 以上の如き考え方や方法は、米空軍のEN-SIP (Engine Structural Integrity Program)を通して産業例が精力的に検討、開発したものである。ある特定の使用目的、条件が明示されれば、これに必要なDurabilityの最もCost effectiveなLevelをきめるのに有用であるが、大切なことは設計初期にこの考え方が充分導入適用されていなければあとから高い金をかけても求めるDurabilityを得るのはむづかしいということである。

### 3. 『エンジン制御』に関するもの

(1) Integrated Flight/Propulsion Control System (IFPC) と Fiber Optics Control Systemについて: U.S.Navy R.W. Vizzni は将来航空機へのIFPC Systemの適用につき、その利点について解説し、さらにFiber optics technologyの進歩とその実用化によってIFPCのメリットがより顕著になる旨述べて居る。IFPCはDigital Computerと、これらに関連するhigh speed data link, engine condition monitoring, diagnosticsなどの相乗効果を伴うことによって、Weapon systemとしての信頼性向上、life cycle cost低減、重量軽減などの利点を発揮する。西暦2000年にはIntegrated fly by light airframe propulsion control weapon systemが生産されるだろうと述べている。NASAのQ. J. BaumbickはPropulsion Control system用としてのOpticsの利点と問題点についてセンサ、アクチュエータ、ケーブル、コネクタなど夫々について解説し、見通しを述べた。Opticsは電気式にくらべて電磁干渉やノイズがなく、雷の影響、腐蝕による絶縁不良がないなどの点がすぐれているが、上記各要素にはまだまだ開発や改善を要する点がある。

(2) GE社H. Brownは航空エンジンControl Mode Analysisとして、航空エンジンの各要素性能、使用中の性能低下、制御トレランスの統計

的な予測値を利用して、直接計測できない性能上のデータや安全に関連するパラメータのデータを求める方法、またこれらパラメータの値が変化することを最少限にとどめる closed-loop Control requirement を確立する手法について発表した。

(3) Boeing 社 C.M. Carlin は戦闘用機の IFPC の Algorithms の開発評価を、F 111 機と TF 30 エンジンのケースについて行った。その中で用いられたエンジン・リアルタイム・シミュレータは、22ステージの一次おくれをベースとして NASA で開発された。可搬形で推力演算と Propulsion Control System 飛行ソフトウェア補足装置を含んでいる。Flight Control 回路は着地から 30,000 ft, Mach 1.2 の全エンベロープを十分にカバーしている。

#### 4. パネル討論『International Aircraft Gasturbine Collaboration』

(1) Chairman は永年 PWA で他社との Collaboration に関する業務に従事し、現在はその方面の Consultant をしている、L.F. Finch で、GE, PWA, R.R, SNECMA, IAE の各社から Panelist が出席した。

IAE (日英米独伊 5 ヶ国共同エンジン開発会社) の J.M.S. Keen は International Joint Business Venture は 2000 年代の事業のやり方として当然のものであり、Collaboration は野心的なものになろう。過去においてジェットエンジン開発の初期から英国と GE 社、PWA 社、MTU 社との協力関係が実現しており、その形態も技術提携、下請、Risk Sharing, Joint Venture と多岐にわたっている。二社以上の協力で特有技術、資金、マーケットの相互依存と分担、各国政府の補助の獲得などを行う例が多い、IAE もその一例である旨発言。B. Gordon, B. Hope (GE), J.C. Malroux (SNECMA) は GE 社/SNECMA 社の共同開発 CFM56 についての経過と合弁会社 CFM International 社の運営法についての説明があり、特に Malroux は共同作業をする上での事務的、経営的、人間的な面での問題点とその克服について、たとえば相互のコミュニケーション方法や言語の相違、米仏人の思考傾向や経営上の意思決定のやり方、組織のちがいが、短期、長期

の利害関係の相互調整などについて興味ある経験談があった。

Rolls Royce 社 G.M. Lewis はやはり経験にもとづいて国際共同開発の望ましい条件を列挙し、さらに協力する上でのパートナー同志の仕事の分担の適正、支配的権限付与の排除、国の資金援助などの重要性を強調した。

Chairman が最後に、米国における最近の事情として海外への技術移転についての米政府の政策がきびしくなりつつあることと、これに対処する必要性について言及した。

## 2. 航空転用ガスタービン

1. 全般： 発表論文を適用分野別に分けると、船用、コージェネレーション、オフショア機械駆動、発電用、その他となる。内容的には、新規適用例、運転実績、システム研究に関するものが大部分を占めている。

2. 船用では計 12 編の論文が発表された。近年航空転用ガスタービンの、小形、軽量、大出力、高信頼性、整備性などの特色が生かされ、艦艇用はその大きな適用分野になっている。発表の主なものとして、米海軍で艦船推進プラントの省エネ化を狙って開発中の複合サイクル推進プラント RACER (Rankin Cycle Energy Recovery) システムに関するものが海軍、メーカーから発表された。推進プラント関係では、GE 社 LM 2500 ガスタービン使用のもの、RR 社 Spey ガスタービン関係、カナダ海軍 DDH 280 駆逐艦搭載ガスタービン推進プラントコンディショニングモニタリング関係、吸気システム関係の発表があった。地元オランダ海軍から、艦艇用ガスタービンの運用実績および将来予想される燃料の低質化に備えた船用ガスタービンの燃焼システム研究論文など 3 編の論文以外表があり、本大会に対する開催国の意気込が感じられた。

3. コージェネレーション、オフショア用としては、米国製紙会社による IM 5000 ガスタービンコージェネプラントの採用および運転実績発表、LM 2500, Ingersoll Rand 社 GT 61 ガスタービンオフショアプラントのエンジニアリング、実績およびモニタリングシステム開発、ミディウム BTU ガス燃焼 RB 211 ガス発生機の開発、などの論文発表があった。新規適用、運転実績などの論文講演は、互

に相手情報の入手という意味もあり、50～200名という聴衆を集め盛況であった。

4. 機器展示場 各ガスタービンメーカーおよび関連機器メーカーがそれぞれ趣向をこらしたブースを設け、それぞれの特色を出すべく競っていた。

GE社航空エンジン部門ではLM2500の実機を分解展示し、ガスタービン内部構造とモジュール構造を説明するのを容易にしていた。このブースとは別にGE社産業形ガスタービン部門ブースではLM5000ガスタービンのパネル展示を行っていた。R. R.社はSpeyガスジェネレータおよび出力タービンロータの実物を展示し、陸船用として

の特色を強調していた。米国Allison社はT56ターボプロップエンジンの転用形501Kガスタービンおよび570Kガスタービンの実機をならべ、また米国Cooper Roll社、英国GEC-Ruston社は機械駆動用、発電用のRB211ガス発生機使用ガスタービンのモデルを展示していた。地元オランダのThomassen International社は産業形ガスタービンに加え、LM2500をはじめ航転形ガスタービンのパネル展示を行っていた。我国からは、石川島播磨重工社がIM5000ガスタービンを中心としたコジェネレーションプラントモデル、出力タービン翼展示を行った。

### 3. セラミックス関係の発表論文

日本工業大学 松 木 正 勝

セラミックス関係論文は全部で10編であり、セラミックスの2セッションと自動車ガスタービンのセッションで発表された、内容は次の通りである。

セッション13；セラミック材料と部品、その現状と可能性-I

84-GT-228 GTE Laboratory

GTE窒化珪素焼結品の各種製造法と製品の各種性能のデータ、耐酸化性、ワイブル係数などを述べ、将来としては105 kg/mm<sup>2</sup>の応力で、ばらつきの少ない製品の可能性を述べている。

84-GT-92 Nortion

熱エンジン用高性能セラミックス

i) 熱障壁 Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>安定化ZrO<sub>2</sub>の様な新材料をプラズマプレーコーティングすることによって、基盤材料温度を200℃以上上げることが出来る。又耐食性も上げることが出来る。

ii) 炭化珪素(NC430) 窒化珪素(NC132)の現状、製造法について述べている。またローラーベアリングの試験結果を述べている。またSolan社の10～15KWeガスタービンへの応用として1) 排気スクロール、2) 前部ノズルシュラウド、3) 羽根付き後部シュラウド、4) 燃焼器ライナーを製作し、試験に供した。

iii) 今後の研究開発の方向としては、1) 実機

試験、2) 自動化製造法の開発、3) NDEなどを用いた進歩した品質管理、4) 各種性能のデータの蓄積、5) 材料の靱性の増加 これにはSiC Fiber入りSiCなどの研究を進めている。

84-GT-127 カーボランダム社

炭化珪素焼結品の製造法

カーボランダム社は100年以上SiCを作っており年間40,000 tonのSiC粉末をAcheson方式で作っている。

1975年に高密度、高強度のαSiCの製造法を開発した。これは1μm以下の粉末に硼素、カーボンを添加し、これを成形して常圧で不活性ガス下で2000℃以上に加熱して作る。この場合18%シュリンクして95～99%理論密度のものが出来る。(密度は3.21 gm/CC)複雑な形状部品のNet shape製造が出来るのが利点である。

これらの方式により製造したガスタービン部品や往復動エンジン部品とその性能を示してある。セッション25；セラミック材料と部品、その現状と可能性-II

84-GT-50 Coors Porcelain 社

セラミック熱交換器

巾130mm、長さ130mm、壁厚さ0.13mm、コルゲーション高さ1.17mm、ピッチ1.07mmの熱交換

に相手情報の入手という意味もあり、50～200名という聴衆を集め盛況であった。

4. 機器展示場 各ガスタービンメーカーおよび関連機器メーカーがそれぞれ趣向をこらしたブースを設け、それぞれの特色を出すべく競っていた。

GE社航空エンジン部門ではLM2500の実機を分解展示し、ガスタービン内部構造とモジュール構造を説明するのを容易にしていた。このブースとは別にGE社産業形ガスタービン部門ブースではLM5000ガスタービンのパネル展示を行っていた。R. R. 社はSpeyガスジェネレータおよび出力タービンロータの実物を展示し、陸船用として

の特色を強調していた。米国Allison社はT56ターボプロップエンジンの転用形501Kガスタービンおよび570Kガスタービンの実機をならべ、また米国Cooper Roll社、英国GEC-Ruston社は機械駆動用、発電用のRB211ガス発生機使用ガスタービンのモデルを展示していた。地元オランダのThomassen International社は産業形ガスタービンに加え、LM2500をはじめ航転形ガスタービンのパネル展示を行っていた。我国からは、石川島播磨重工社がIM5000ガスタービンを中心としたコジェネレーションプラントモデル、出力タービン翼展示を行った。

### 3. セラミックス関係の発表論文

日本工業大学 松 木 正 勝

セラミックス関係論文は全部で10編であり、セラミックスの2セッションと自動車ガスタービンのセッションで発表された、内容は次の通りである。

セッション13；セラミック材料と部品、その現状と可能性-I

84-GT-228 GTE Laboratory

GTE窒化珪素焼結品の各種製造法と製品の各種性能のデータ、耐酸化性、ワイブル係数などを述べ、将来としては105 kg/mm<sup>2</sup>の応力で、ばらつきの少ない製品の可能性を述べている。

84-GT-92 Nortion

熱エンジン用高性能セラミックス

i) 熱障壁 Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>安定化ZrO<sub>2</sub>の様な新材料をプラズマプレーコーティングすることによって、基盤材料温度を200℃以上上げることが出来る。又耐食性も上げることが出来る。

ii) 炭化珪素(NC430) 窒化珪素(NC132)の現状、製造法について述べている。またローラーベアリングの試験結果を述べている。またSolan社の10～15KWeガスタービンへの応用として1) 排気スクロール、2) 前部ノズルシュラウド、3) 羽根付き後部シュラウド、4) 燃焼器ライナーを製作し、試験に供した。

iii) 今後の研究開発の方向としては、1) 実機

試験、2) 自動化製造法の開発、3) NDEなどを用いた進歩した品質管理、4) 各種性能のデータの蓄積、5) 材料の靱性の増加 これにはSiC Fiber入りSiCなどの研究を進めている。

84-GT-127 カーボランダム社  
炭化珪素焼結品の製造法

カーボランダム社は100年以上SiCを作っており年間40,000 tonのSiC粉末をAcheson方式で作っている。

1975年に高密度、高強度のα-SiCの製造法を開発した。これは1μm以下の粉末に硼素、カーボンを添加し、これを成形して常圧で不活性ガス下で2000℃以上に加熱して作る。この場合18%シュリンクして95～99%理論密度のものが出来る。(密度は3.21 gm/CC)複雑な形状部品のNet shape製造が出来るのが利点である。

これらの方式により製造したガスタービン部品や往復動エンジン部品とその性能を示してある。セッション25；セラミック材料と部品、その現状と可能性-II

84-GT-50 Coors Porcelain 社

セラミック熱交換器

巾130mm、長さ130mm、壁厚さ0.13mm、コルゲーション高さ1.17mm、ピッチ1.07mmの熱交換

器を作り強度試験、熱衝撃試験、性能試験を行なった。

84-GT-165 京セラ

セラミックエンジン部品の商業生産

ディーゼルエンジン用各種セラミック部品の試験と性能例、実用化されている $\text{Si}_3\text{N}_4$ のセラミックグロープラグとセラミック渦室について述べている。

グロープラグで起動は2-3秒となり起動性が改善された。またセラミック渦室では壁温最高700℃となり既存の金属製より100~150℃度くエンジン騒音が低くなり又、起動性が良くなった。

84-GT-260 Rosenthal Technik AG

エンジニアリングセラミックスの産業への利用

1) ベアリング(反応焼結 $\text{SiC}$ )、2) ノズル(反応焼結 $\text{Si}_3\text{N}_4$ )、3) 排気管内張り(Aluminum titanate)、4) Cutlery Grips( $\text{Al}_2\text{O}_3$ )について製造法、特性、を述べている。

セッション11;自動車用ガスタービン

84-GT-273 カーボランダム社

アルファ $\text{SiC}$ タービン部品のネットシェイプ製造法の進歩

タービンローター、タービンスクロール、ノズルベーン付バックプレート、燃焼器バッフル、トランジションダクトなどの製造法の進歩と試験結果を述べている。

84-GT-166 Garrett Turbine Engine Co.

AGT 101自動車用ガスタービン技術の現状  
Garrett/FordのAGT 101(74.6kW, 再生, 一軸, タービン入口温度1,371℃, 最高回転速度100,000

rpm)はすべての高温部品はセラミックである。

ガスタービン要素の空力熱力性能は金属製部品を使って871℃, 200時間終了した。セラミック部品のスクリーニングテストは1,149℃まで終わった。セラミックタービンロータ冷態で115,000rpm(15% over speed)まで終わった。実エンジン試験は近い将来行なわれる。

84-GT-58 Allison, General Motors Corp.

AGT 100 ガスタービン

1979年から始まったAGT 100が完成し100%rpmまで到達した。セラミック部品として1) 燃焼器胴( $\text{SiC}$ )、2) 燃焼器ドーム( $\text{SiC}$ )、3) タービンベーン( $\text{SiC}$ )、4) スーパー(ジルコニア)、5) バルクヘッド(LAS)、6) 熱交換器ディスク(AS)を入れて試験に成功した。

84-GT-81 Allison General Motors Corp.

AGTエンジンのセラミック部品

AGT 100 ガスタービンは100 ps 2軸, 再生, 設計寿命3,500 hr. タービン入口温度2,350°F  
再生器入口温度1,950°F

セラミック部品としては1) タービンロータ、2) タービンベーン、3) タービンスクロール、4) タービンバックプレート、5) 燃焼器、6) 再生器、7) 遮熱板

以上の如く米国においては小形ガスタービンのセラミックス化に非常な努力が行なわれている。数年後にはある程度の実用化部品が出来て来る様に思われる。我が国でも早急に対策を立てる必要があるのではないだろうか。

#### 4. 産業用ガスタービン

高効率ガスタービン技術研究組合 手島清美  
" 荒井正志

第29回国際ガスタービン学会は、去る6月3日から5日間に亘ってオランダのアムステルダムで開かれた。街は長い冬から解放され、人も自然も一斉に生氣を取り戻したように活気に溢れ、窓毎に色とりどりの花が飾られているのが印象的で

あった。筆者らは渡部一郎先生を団長とする、ガスタービン・ツアーの一員として同学会およびその後、ガスタービン関係の研究所あるいは会社を訪問する機会を得た。

本稿では学会で発表された産業用ガスタービン

器を作り強度試験、熱衝撃試験、性能試験を行なった。

84-GT-165 京セラ

セラミックエンジン部品の商業生産

ディーゼルエンジン用各種セラミック部品の試験と性能例、実用化されている $\text{Si}_3\text{N}_4$ のセラミックグロープラグとセラミック渦室について述べている。

グロープラグで起動は2-3秒となり起動性が改善された。またセラミック渦室では壁温最高700℃となり既存の金属製より100~150℃度くエンジン騒音が低くなり又、起動性が良くなった。

84-GT-260 Rosenthal Technik AG

エンジニアリングセラミックスの産業への利用

1) ベアリング(反応焼結 $\text{SiC}$ )、2) ノズル(反応焼結 $\text{Si}_3\text{N}_4$ )、3) 排気管内張り(Aluminum titanate)、4) Cutlery Grips( $\text{Al}_2\text{O}_3$ )について製造法、特性、を述べている。

セッション11;自動車用ガスタービン

84-GT-273 カーボランダム社

アルファ $\text{SiC}$ タービン部品のネットシェイプ製造法の進歩

タービンローター、タービンスクロール、ノズルベーン付バックプレート、燃焼器バッフル、トランジションダクトなどの製造法の進歩と試験結果を述べている。

84-GT-166 Garrett Turbine Engine Co.

AGT 101自動車用ガスタービン技術の現状  
Garrett/FordのAGT 101(74.6kW, 再生, 一軸, タービン入口温度1,371℃, 最高回転速度100,000

rpm)はすべての高温部品はセラミックである。

ガスタービン要素の空力熱力性能は金属製部品を使って871℃, 200時間終了した。セラミック部品のスクリーニングテストは1,149℃まで終わった。セラミックタービンロータ冷態で115,000rpm(15% over speed)まで終わった。実エンジン試験は近い将来行なわれる。

84-GT-58 Allison, General Motors Corp.

AGT 100 ガスタービン

1979年から始まったAGT 100が完成し100%rpmまで到達した。セラミック部品として  
1) 燃焼器胴( $\text{SiC}$ ), 2) 燃焼器ドーム( $\text{SiC}$ ),  
3) タービンベーン( $\text{SiC}$ ), 4) スペーサー(ジルコニア), 5) バルクヘッド(LAS), 6) 熱交換器ディスク(AS)を入れて試験に成功した。

84-GT-81 Allison General Motors Corp.

AGTエンジンのセラミック部品

AGT 100 ガスタービンは100 ps 2軸, 再生, 設計寿命3,500 hr. タービン入口温度2,350°F  
再生器入口温度1,950°F

セラミック部品としては1) タービンロータ,  
2) タービンベーン, 3) タービンスクロール,  
4) タービンバックプレート, 5) 燃焼器,  
6) 再生器, 7) 遮熱板

以上の如く米国においては小形ガスタービンのセラミックス化に非常な努力が行なわれている。数年後にはある程度の実用化部品が出来て来る様に思われる。我が国でも早急に対策を立てる必要があるのではないだろうか。

#### 4. 産業用ガスタービン

高効率ガスタービン技術研究組合 手島清美  
" 荒井正志

第29回国際ガスタービン学会は、去る6月3日から5日間に亘ってオランダのアムステルダムで開かれた。街は長い冬から解放され、人も自然も一斉に生気を取り戻したように活気に溢れ、窓毎に色とりどりの花が飾られているのが印象的で

あった。筆者らは渡部一郎先生を団長とする、ガスタービン・ツアーの一員として同学会およびその後、ガスタービン関係の研究所あるいは会社を訪問する機会を得た。

本稿では学会で発表された産業用ガスタービン

に関連する論文の概要を紹介するとともに、この分野の最近の動向について述べてみたい。

先ず、本学会でも多くのガスタービンあるいはガスタービン・プラントの運転実績に関する紹介論文があった。主なものとしてはサウジアラビアのリヤドのパワー・プラント・7でのベース・ロード用原油焚きガスタービンとして稼動しているGE社のMS 7001 E, エル・パソ・プロダクツ社がテキサス州オデッサでのブタジェン・プラントにロールス・ロイス社のAvon ガスタービン・ジェネレータを採用した例、リビアでのサハラ砂漠灌漑用として、及びトリポリでの化学プラント用として稼動しているウエスチング・ハウス社のW191G-ECONO-PAC, FP&L社のプトナム発電所でコンバインド・プラントに使用されているW 501 Bなどが報告されている。これらはいずれも、それぞれの運転環境に即したデータを地道に収集・蓄積し、それらを分析し、フィードバックすることによって、稼動率、信頼性を高めている。

これらの信頼性の確立にはユーザとメーカ双方が協調してデータを積み重ねることの重要性が強調され、さらにモニタリングシステムの重要性についても言及している。即ちこれらのモニタリング・システムを使って実際のガスタービン運転より得られた、運転モード及び動的データ(応力、温度、回転数)の蓄積とそれらの解析を行うことにより、ガスタービンの信頼性を高めると同時に運転サイクルの最適化を実現し、高温部のLCFのダメージを最小にすることができる。

また、運転の経過と共に生じる性能低下とその回復の為の処置及びその効果についても強調されて報告されている。産業用ガスタービン分野での運転実績に基づいた信頼性確認の重要性を、これらの論文より伺い知ることができる。

産業用ガスタービンが上に述べた様な種々のプラントの中で存在してゆくために、それぞれのプラントの立地条件下で供給される燃料に適応したガスタービンであることも欠かすことのできない点である。この様な燃料の多様化に関する報告も、設計上のスタディだけでなく、実際のガスタービンでの採用例も数編報告されている。

欧米では電力・蒸気併給のコーゼネレーションの実績が多く、これに関する論文も約10編あっ

た。

実機の紹介も、ハーグ市の電力事業所におけるロールス・ロイス社の2基のOlympus ガスタービンを使った例、及びシンプソン製紙会社における、GE社のIM 5000を使った例がある。後者は、35 MWの電力と、工場のニーズに基づいて、高・中・低圧の蒸気を供給することができ、さらに需要増に対しては、ガスタービンの排ガスを再加熱することにより、通常の2倍以上の高圧蒸気を供給することが可能である。

また、ガスタービン燃焼器に蒸気を吹き込むことによって、出力を上げることに關しては以前から種々な検討が行われているが、実機(Allison 501 KB)を使って実証試験を行った結果が報告されている。そして商用機としてはGM社向けとしてAllison 501 KHガスタービンを使ったパッケージ形コーゼネレーションシステムが近く設置される予定である。このシステムは蒸気的需求が減った場合には、これをタービンに抽入することによって電力に変換できる設計になっている。

さらにコーゼネレーションに関するものとして、与えられた電力・蒸気比に対する最適設計法あるいはデイリーあるいはウィークリーの負荷変動を木目細かく分析して最適運転を実現する手法、また、単位発電量に対する正味の燃料消費量の割合(FCP)をとり、これをパラメータとしてシステムを評価する方法などが提案されており、少しでも性能を上げる為の努力が続けられている。

高い熱効率が得られるコンバインド形ガスタービンの実機例として前述のプトナム発電所の他に台湾電力に納入されたGE社のSTAG307Eに関する報告がある。これは3基のMS 7001 Eガスタービンと3基のボイラ及び1基の蒸気タービンにより出力570 MW、コンバインド効率としては、灯油焚きの場合45.3%、重油焚きの場合44.8%が得られている。又制御についても省力化がはかれており、この600 MWクラスのプラントを1人の運転員で操作出来るとしており、コンバインド形ガスタービンが技術的に成熟したものになって来ていることを伺わせる。特殊な実例としては、ボトミングサイクルとして水-アンモニア混合媒体を使ったコンバインドシステムが報告されており、今秋運転に入ることが予定されている。この

システムでは現有のガスタービンを使ってもサイクル効率53%を得ることができるとしている。中間冷却器を有する再熱形コンバインドガスタービンについてはムーンライト計画のAGTJ-100Aの工場運転結果が報告された。工場での無負荷運転ではあるが、高圧軸回転数8050 rpm、高圧タービン入口ガス温度1200℃を達成し、オーバースピードトリップテストも好調裏に完了した。この間の累積運転時間30時間、発停回数は35回であり、運転後の開放結果も良好であった。AGTJ-100Aの関係では、この他に著者らが、タービンの要素試験に関するもの及び高温高速回転試験の結果を報告した。再熱形コンバインドサイクルの長所については、かねてよりI. G. Riceの主張する所でもあり、今回の会議でも中間冷却器の重要性を強調する論文を発表していた。

クローズド・サイクル・ガスタービンは、原子燃料を含む多様な燃料及び各種廃棄物を利用できるため古くから着目され研究実用化が図られているが、実用面で定着した技術になっていない。今学会でもTom Sayerら及びWinfredらがクローズドサイクル・ガスタービンの有用性と将来性を論じており、このシステムの欠点は実機の製作基盤、サービス基盤が整っていないことのみであるとしている。

燃料の多様化に関する論文も10数編報告されており、中でも石炭利用に関するもの、石油コークス利用に関するものが注目された。石炭燃料については、加圧流動床による微粉炭焚きのガスタービンに関するものが多く、この実用化の為には、エロージョン・コロージョン及びデポジションの問題を解決する必要があるとしている。コロージョンについては後述する。またTabakoffらが石炭灰の翼列内での飛跡及びこれによって引き起こされるエロージョンに関する計算及び実験結果を報告している。

一方、石油コークスの利用も今や世界的な課題になっており、常圧流動床による5MW発電プラントが建設中であり、'85年には実働に入るといわれている。特殊なものとしては木材及び木材廃棄物を燃料とするオープンサイクルガスタービンがスタディされている。この様な燃料の多様化に伴う問題のひとつにコロージョンの問題がある。

このコロージョンの問題は大きく分類してコンプレッサ翼で生じるようなものと、タービン翼で生じるホットコロージョンの2つに分類される。コンプレッサに関するコロージョンは、吸気の中に含まれる多湿性粒子により生じる電気化学的な腐蝕により起こる。この現象に関する対策については、先にも触れたプラントに供されたガスタービンにも適用され十分な効果が得られたと報告されているし、またこの問題にのめり込んだ報告もある。これらの対策に、効果的な手段として翼面への保護膜のコーティングがあり、これについて詳細に述べられている。

これに対し、タービンについては約5編報告されているが、高温になるにつれて必然的に生じる酸化現象と使用燃料によって違うが、燃料の中に含まれるNa、Sの存在によるホットコロージョンである。これらの対策として、パックコーティング、プラズマ・スプレー及びPVDについて、その方法・効果について述べられており、また種種の環境下における各種コーティングの特性もいくつか報告されている。また遮熱コーティングについても2編報告されているが、実機に応用した例としたものではない。

先進諸国におけるエミッションの規制は、環境汚染の観点から、年々厳しくなっているが、ガスタービンが、エネルギープラントの中で重要な役割を演じはじめている現在無関心ではいられない。低NO<sub>x</sub>燃焼器に関する研究および実機での応用例が5編報告されており、そのうちわが国の例として三菱重工で開発された1090MW LNG焚きコンバインドサイクルプラントでの燃焼器に応用されているDry Low NO<sub>x</sub> Combustorについて、良い結果が報告されている。またGE、ウェスティング・ハウス社等でのWaterおよびSteam Injectionについての報告もなされている。

次にガスタービン技術の応用例としてFCCプラント及び高炉におけるガスエキスパンダに関する報告を紹介する。FCCガスエキスパンダは全FCCプラントの20%に設置され、総数40基以上、出力で50万馬力以上の実績を有している。この分野での技術面での課題は、触媒粒子によるエロージョン対策であったが、今ではほぼ成熟した技術になっており、新しい動向としてコーゼネ



レーションを組み込んだより複雑なシステムが検討されている。一方、高炉用ガスエキスパンダは、今日では殆んどの大形高炉に設置されているが、このシステムについてもいくつかのアドバンス形が検討された。しかし、系が複雑になるわりに、トータル・エネルギー効率を上げることが困難であるという報告がなされている。

最後にトピック的な論文をいくつか紹介する。先ずEPR Iとウェスチングハウス社との共同開発による、Shell/Spar Cooling Technologyによる新しい冷却翼の開発がある。又、高温ター

ビンでの冷却空気によるダイリュージョンの影響を最小にするような冷却空気供給系に関する研究等、産業ガスタービンの高温化にかかわる研究も報告された。そのほか蒸気によるフィルム冷却に関する経済性評価に関するもの、あるいはピーク電力用として夜間電力で圧縮空気を作り、これをピーク時にエキスパンダーで膨張して電力を得るシステムの経済性評価に関するものなどがあつた。

以上今回の国際ガスタービン学会での産業用ガスタービン分野の論文を概括的に紹介した。筆者らの大きな見落としや誤りがあれば御容赦頂きたい。

## 5. ターボ機械の内部流れ

九州大学生産科学研究所 妹尾 泰利

昨年アメリカ・フェニックス市で開かれた第28回国際会議のときには250の論文が74のセッションで発表されていたのに比べて、今回は約2割増に当る297の論文が83のセッションで発表された。これはヨーロッパからの参加者が大幅に増加した結果であつて、この成況によって今後は隔年ヨーロッパで開催されることがほぼ決定したようである。これら297論文の内ターボ機械委員会を経由して提出された論文数は85と、全論文の1/4以上を占めており、それらが21のセッション(去年は14セッション)で発表されたので、関連ある分野の研究が同時に2ないし3会場で平行して報告される結果となった。しかしながら、どの会場にも40名ないし100名の聴講者がいて活発な討論が行われ、最終日の午後になつても参加者が目立って減るようなことはなかった。

講演会における各セッションは午前中ならば9時から12時まで、午後ならば2時から5時までの3時間で、普通5論文が発表される。セッション内の時間の配分はchairmanに任されているが、原則として20分間の発表10分間の討論で1論文当り30分程度とし、途中で30分間の休憩が一回とられる。この休憩時間は個人的な討論や、一年ぶりの再会の挨拶等に必要な時間と考えられているようで、論文数が少ない場合を除けば20分を越える発表は歓迎されない。発表の約一ヶ月前に

session chairman から講演者宛に講演者の心掛けが送られてきた。その要点は、聴衆がその論文の別刷りを読みたいか否かを判断する材料として、その論文の独創的な点、重要な点と主要な結論を説明することが講演者の仕事であると心掛けて講演を準備せよということであつた。少し極端に言えば別刷を売るためのコマーシャルの姿勢が必要ということであろう。この目的のために論文の図面から複雑な線を省いたスライド用の図面を特別に作つて聴衆の注意が散らないようにするか、要すれば色彩付きのものを作るなど講演のために特別の手間を掛けたと思われる発表は多くはないが、論文数が多くなり講演時間が短くなると共に将来は次第にそのような方向に移行してゆくであろうとの印象を受けた。

A S M Eの講演会は計画段階において、シンポジウムの課題となるような時節に適したテーマとその責任者とが選ばれる。その結果公示される論文募集要項にはテーマごとの責任者宛に応募するように指示されており、その責任者が中心になつて論文を選別してセッションを構成する。従つて論文の著者が或るテーマの責任者宛に応募すれば、たとえその内容が他のセッションのテーマにの方がより適切であっても、応募したセッションのテーマから余程はずれていない限り、そちらのセッションでの発表に移されることは殆どない。そのため、か

レーションを組み込んだより複雑なシステムが検討されている。一方、高炉用ガスエキスパンダは、今日では殆んどの大形高炉に設置されているが、このシステムについてもいくつかのアドバンス形が検討された。しかし、系が複雑になるわりに、トータル・エネルギー効率を上げることが困難であるという報告がなされている。

最後にトピック的な論文をいくつか紹介する。先ずEPR Iとウェスチングハウス社との共同開発による、Shell/Spar Cooling Technologyによる新しい冷却翼の開発がある。又、高温ター

ビンでの冷却空気によるダイリュージョンの影響を最小にするような冷却空気供給系に関する研究等、産業ガスタービンの高温化にかかわる研究も報告された。そのほか蒸気によるフィルム冷却に関する経済性評価に関するもの、あるいはピーク電力用として夜間電力で圧縮空気を作り、これをピーク時にエキスパンダーで膨張して電力を得るシステムの経済性評価に関するものなどがあった。

以上今回の国際ガスタービン学会での産業用ガスタービン分野の論文を概括的に紹介した。筆者らの大きな見落としや誤りがあれば御容赦頂きたい。

## 5. ターボ機械の内部流れ

九州大学生産科学研究所 妹尾 泰利

昨年アメリカ・フェニックス市で開かれた第28回国際会議のときには250の論文が74のセッションで発表されていたのに比べて、今回は約2割増に当る297の論文が83のセッションで発表された。これはヨーロッパからの参加者が大幅に増加した結果であって、この成況によって今後は隔年ヨーロッパで開催されることがほぼ決定したようである。これら297論文の内ターボ機械委員会を経由して提出された論文数は85と、全論文の1/4以上を占めており、それらが21のセッション(去年は14セッション)で発表されたので、関連ある分野の研究が同時に2ないし3会場で平行して報告される結果となった。しかしながら、どの会場にも40名ないし100名の聴講者がいて活発な討論が行われ、最終日の午後になっても参加者が目立って減るようなことはなかった。

講演会における各セッションは午前中ならば9時から12時まで、午後ならば2時から5時までの3時間で、普通5論文が発表される。セッション内の時間の配分はchairmanに任されているが、原則として20分間の発表10分間の討論で1論文当たり30分程度とし、途中で30分間の休憩が一回とられる。この休憩時間は個人的な討論や、一年ぶりの再会の挨拶等に必要の時間と考えられているようで、論文数が少ない場合を除けば20分を越える発表は歓迎されない。発表の約一ヶ月前に

session chairman から講演者宛に講演者の心掛けが送られてきた。その要点は、聴衆がその論文の別刷りを読みたいか否かを判断する材料として、その論文の独創的な点、重要な点と主要な結論を説明することが講演者の仕事であると心掛けて講演を準備せよということであった。少し極端に言えば別刷を売るためのコマーシャルの姿勢が必要ということであろう。この目的のために論文の図面から複雑な線を省いたスライド用の図面を特別に作って聴衆の注意が散らないようにするか、要すれば色彩付きのものを作るなど講演のために特別の手間を掛けたと思われる発表は多くはないが、論文数が多くなり講演時間が短くなると共に将来は次第にそのような方向に移行してゆくであろうとの印象を受けた。

A S M Eの講演会は計画段階において、シンポジウムの課題となるような時節に適したテーマとその責任者とが選ばれる。その結果公示される論文募集要項にはテーマごとの責任者宛に応募するように指示されており、その責任者が中心になって論文を選別してセッションを構成する。従って論文の著者が或るテーマの責任者宛に応募すれば、たとえその内容が他のセッションのテーマにの方がより適切であっても、応募したセッションのテーマから余程はずれていない限り、そちらのセッションでの発表に移されることは殆どない。そのため、か

なり似た内容の論文が別々のセッションに現れることも生じるので、プログラムはセッションの見出しだけでなく、個々の論文題名まで注意深く読んでおかないと、関心のある内容の論文を見落すことになりかねない。

この国際ガスタービン学会では、前回に引続いてポスターセッションなるものが試行された。これは第3日目の午後1時半から3時半迄の間、製品展示場の一角を会場として開かれたもので、前日までに発表された論文のうち、活発な討論が予想されるものや計測技術について質問が多そうな論文13編が選ばれている。勿論ポスターセッションの開催や、それに参加する論文名等はプログラムに記載されているほか、講演プログラムの該当する論文には星印をつけて周知に努められている。しかしポスターセッションが開かれている時間のうち午後2時以降は普通の講演会も平行して行われているから、この時間帯にはターボ機械関係のセッションは4会場で行われていたことになる。

ポスターセッションの各論文にはA1版の4倍の面積の板が与えられる。その面積に表題、概要、及び結論を主要な図面やその説明などと共に見ばえ良く配置するには、著者は準備にかなりの努力を必要とするし、当日は説明のために2時間以上にわたって拘束されるが、どのパネルにも常時数名の者が入れ替り説明文を読んでいたり質問していることが多く、反響は大変良い様であった。

ターボ機械の内部流れ関係の講演は、数値解析の論文が8セッション、31論文に達しているほか、他のセッションにも流れ計算が主要な内容となっている論文が数編ある。論文数が必ずしもそれぞれの分野における研究活動の量に比例するわけではないが、数値解析が研究に占める割合が増大し、設計にも複雑な数値解析が次第に多く用いられるようになって来たことを示している。

これらの数値解析関係論文の内訳は、「粘性流れ」が8論文で、回転する羽根車や曲がり通路の三次元流れ、馬蹄形うずの形成、翼前縁の境界層の遷移やはくりなどが取扱われている。「2次元および3次元オイラー流れ解析」は9論文で、遷音速の翼列間流れをタイムマーチング法等で解いたものである。「ターボ機械の流れ計算の評価」というテーマの5論文には、遷音速のファンロー

タやタービンの3次元流れ解析結果を実験と比較したもの、および風洞の通路を切換えるために流入角が60度変化する等速流れの案内翼列の翼形を設計し、速度分布等を実験と比較していずれの流入角でも圧力損失が小さいことを示したものが含まれている。また「遷音速ポテンシャル流れ計算の収束性や解の安定性」を論じた2論文からなるセッションがあったほか、「ターボ機械内部のポテンシャル及び流れ関数解析」と称するセッションで7論文が発表されたが、その内の5編は中国からの論文であった。

非定常流関連のものとしては、タービンノズルの後流がローター羽根間の流れに及ぼす影響を調べた実験報告が2件、主流の乱れが圧縮機翼列境界層に及ぼす影響、遷音速圧縮機の非定常損失、および圧縮機の伝達関数の決定法が報告された「非定常流」のセッションと、4編の論文からなる「フラッター」のセッションとがあった。

一方「軸流圧縮機の空気力学」というセッションでは13の論文が、また「軸流タービンの空気力学」のセッションでは4論文が発表された。その中には、減速翼列についても増速翼列についても、翼面の速度分布を見なおして新しい翼形を導いた結果、従来のものよりも弦節比が小さくてしかも圧力損失が少く、特に高亜音速においてすぐれた性能が得られたとの報告が数件ある。

ハブおよびシュラウドに沿う境界層が羽根車性能に及ぼす影響を調べるために、境界層が厚い場合と薄い場合とについて翼面圧力分布や羽根車下流断面の速度分布を詳細に測定した結果、流入境界層が厚い場合の方がスパン中央で入射角が小さくなるので失速がおきにくいこと、二次流れは弱いながらもハブ付近では全圧損失が負になる原因となっていることなどを明らかにした。また羽根車全体としての全圧損失やブロッキングに影響を及ぼすのは、側壁境界層や二次流れよりもむしろハブ隅に生じるはく離と翼端すきまからの漏れであると著者は指摘している。

問題はあるが興味ある提案として、高亜音速で用いられる軸流圧縮機の翼負荷とほぼ同じ翼負荷となるような低速圧縮機の模型を設計し実験して損失の原因を究明し、その結果に基いて損失を減らす研究を行い必要な設計変更を行った結果、

実機において多大の成果をあげたことが報告された。なお、この模型は圧縮性の影響を配慮するために動翼も静翼も実機よりそりがかなり大きく、弦節比、アスペクト比もやゝ大きい。

そのほか羽根車の旋回失速および軸対称失速に関する論文が3編、超音速翼列の翼前縁とチョーク流量との関係、圧縮機静翼の空力問題を取りあげたもの、レーザ流速計を用いて遷音速ファンロータの流れを計測した結果などが示された。

一方タービンに関しては、先に述べた翼面負荷を調整した翼列用翼形の開発のほかに、下流にあるロータがノズル出口の流れに及ぼす影響を調べた実験的研究、亜音速および超音速で流出する翼の損失評価に関するものがある。また、教育フォーラムにおいてタービン翼内二次流れについての解説がなされた。

半径流ターボ機械の空気力学の分野では、圧縮機関係が19論文4セッション、ラジアルタービンが4論文と近年になく多かったが、その大半は産業用圧縮機や送風機に関するものである。ASMEにはFluids Engineering Divisionがあり、そこにはTurbomachine Committeeがあるから、本来ならばガスタービン用圧縮機やラジアルタービン以外はそちらに提出されるべきであろうが、技術や基礎知識には境界はないということで本委員会に抵抗なく受け入れられている。

羽根車内の流れに関しては、インデューサ部の速度分布をレーザ流速計で測定したもののほかに、翼形翼を持つ遠心送風機の流量が定格の0.8~1.25倍の場合の翼面速度分布を、非粘性流として有限要素法及び準三次元流れ解析で求めて実験と比較したものがある。その結果によると両解析法の差は僅少で、特に準三次元流れ解析の結果は実験と良くあっている。しかし少流量で翼負圧面における最大速度と出口速度との比が2.0を越えると計算で予想されても実験値はこの値を越えることはないから、この値が一応減速の限界としている。

羽根車出口の流れは周方向にも幅方向にもかなりひずんでいるから、それを受入れるディフューザ内の流れの解明は容易でない。二次元直線拡がり通路の実験結果がディフューザ設計に利用できるとの考えで、直線拡がり通路に関する実験や、文献のデータの整理・取扱に関する考察が数件述

べられているほか、非粘性の二次元流れとしてディフューザの食違い角や翼厚が速度分布に及ぼす影響を遷音速流についてタイムマーキング法によって計算した結果が報告されている。

一方、羽根なしディフューザを備えた産業用遠心圧縮機が少流量で運転される場合に度々見られる旋回失速に関して、新しい実験結果を示して文献資料についての再検討がなされているほか、境界層と主流との干渉を考慮した流れの不安定性に関する理論解析が報告された。

羽根車の旋回失速は普通少流量において起きるが、産業用送風機では大流量のときに翼の圧力面で流れがはくりにして旋回失速がおきることが報ぜられている。また圧縮機のサージ限界は羽根車やディフューザ等各要素の圧力-流量特性の総和としてきまる全体特性によって支配され、特にディフューザ入口のsemivaneless部の影響が大きいとしている論文や、管路系全体としてのサージング機構を説明したものもある。

圧縮機を少流量で運転すれば旋回失速が生じあるいはサージングがおきるのが普通であるが、遠心圧縮機ディフューザの各翼出口に接近して蝶形弁を設け、その開度によって流量を減らしてゆけば締め切りの極く近くまで安定に運転できることが実験的に示されている。なおこれらの蝶形弁を全開にして、遠方の弁を絞ったときにはかなり大流量において旋回失速が発生している。

ガスタービン用圧縮機の羽根車はshroudlessであるが、産業用のものはShroud付きのものが多く、両者の性能が比較された。しかしshroudlessでは翼端すきまが、後者ではもれ循環流がそれぞれの性能に及ぼす影響が定量的に明らかにならなければ、一般的比較をすることは困難であろう。その要請に答えるかのように、遠心翼形送風機入口すき間寸法が性能に及ぼす影響を調べた実験結果がたまたま同じセッションで報告された。

レイノルズ数や寸法効果については、水車を始めとして各種のターボ機械について色々の実験がなされ性能換算式が導かれている。ここでも直径50mmと100mmの相似なラジアルタービンの性能を比較して効率に5%の差があったという報告や、多数の資料を集めた委員会の報告を利用して更に合理的に導いた性能換算式が提示されている。

その他のトピックスとして回転数が変化するラジアルタービンの翼がノズル後流と共振して折損する対策として、ノズル数を9枚にし、回転数が変化してもノズル後流による励振周波数をタービン翼の1次と2次の振動数の間に収めることによって解決した2例が報告された。また遠心ポンプのボリュートと水切り付近の流れに関する実験的研究や、ラビリンスシールからの漏れを模型試験

して実機と比較したもの等が報じられている。

これらの論文の概要は5月号および後続のMechanical Engineeringに掲載されているし、その内の約1/3は1985年のJournal of Engineering for Gas Turbine and Powerに掲載される予定である。本稿がプログラム替りに利用されて、これらの刊行物を探す目安になれば幸である。

## 6. 伝 熱

日立製作所機械研究所 川 池 和 彦

伝熱部門の発表論文数は23件で、その内訳はフィルム冷却(7件)、冷媒側内部流れ(3件)、数値解析(5件)、翼面境界層の挙動(4件)、実機翼の高温翼列試験(2件)、その他(2件)であった。聴講者は平均約100名と活況を呈していた。私見で興味深い発表論文を以下に拾ってみる。

フィルム冷却に関しては、エンドウォール部の渦運動とフィルム冷却効果との関連<sup>(1)</sup>、翼面の表面粗さの影響<sup>(2)</sup>、フィルム孔列の傾斜方向の影響<sup>(3)</sup>などが実験的に明らかにされた。冷媒の流れに関しては、リターンフロ型冷却翼の冷却通路曲り部の流路形状と圧力損失の関連<sup>(4)</sup>、動翼を対象に回転する径方向の冷却路におけるコリオリ力と浮力の影響を明らかにした基礎実験<sup>(5)</sup>などが報告された。数値解析では、乱流解析技術の進展が熱伝達分野にも波及しており、STAN-5をベースに $k-\epsilon$  2方程式乱流モデルを導入した翼面の熱伝達率の計算<sup>(6)</sup>が示され、翼腹側では実験値と良い一致をみるに至っている。多孔列フィルム冷却の冷却特性に対しては、境界層計算を適用した数値シュミレーション<sup>(7)</sup>が試みられている。熱しゃへいコーティングに関しては放射や熱伝達率の非一様性を考慮し単純な円筒モデルで過渡特性を計算し熱衝撃問題<sup>(8)</sup>を扱っている。また翼内外面の温度を規定し翼内面の肉厚分布を設計する境界要素法を応用した逆問題<sup>(9)</sup>が提案された。翼面境界層の挙動に関しては、静翼のスロット吹出が後縁部の冷却に及ぼす影響や、静翼の後流にある動翼が

静翼の冷却に及ぼす影響の実験結果<sup>(10)</sup>が示され、空力分野で扱われている動静翼干渉のテーマが熱伝達の分野にも及んでいる。

冷却性能試験では高温翼列風洞を用い、熱負荷の厳しい第一段静翼に対し実機翼と燃焼器の組合せ試験を行ない冷却構造の改良効果を示したものの<sup>(11)</sup>と、動翼に対し翼内部をピンフィンで伝熱促進したフィルム冷却翼の冷却性能試験結果<sup>(12)</sup>が提出された。いずれも実機に近い条件での試験データであり実用性が高い。

他部門の発表ではあるが、第一段静翼の熱応力による低サイクル疲労を軽減する構造としてシェル/スパー方式の具体的構造<sup>(13)</sup>が提出され強度解析によりその効果を評価している。

以上、全般的にみるとソフト、ハード面共設計信頼性の向上を目的とした分析が行なわれており、単なる冷却効率という全体的な冷却特性の指標だけでなく局所的な冷却・伝熱機構の解明に努力が払われている。また従来、冷却と空力性能の干渉がよく議論されていたが、タービン入口温度が上昇し熱負荷が大きくなると熱応力の観点から冷却の強化が疲労寿命に悪影響を及ぼすことがあることから、単に翼面温度を下げるだけでなく、熱応力の軽減を目的に冷却と強度に関連した検討が今後注目されてくるとの印象を受けた。

## 参 考 文 献

- (1) Goldstein, R. J. & Chen, H. P., ASME 84-GT-42

その他のトピックスとして回転数が変化するラジアルタービンの翼がノズル後流と共振して折損する対策として、ノズル数を9枚にし、回転数が変化してもノズル後流による励振周波数をタービン翼の1次と2次の振動数の間に収めることによって解決した2例が報告された。また遠心ポンプのボリュートと水切り付近の流れに関する実験的研究や、ラビリンスシールからの漏れを模型試験

して実機と比較したもの等が報じられている。

これらの論文の概要は5月号および後続のMechanical Engineeringに掲載されているし、その内の約1/3は1985年のJournal of Engineering for Gas Turbine and Powerに掲載される予定である。本稿がプログラム替りに利用されて、これらの刊行物を探す目安になれば幸である。

## 6. 伝 熱

日立製作所機械研究所 川 池 和 彦

伝熱部門の発表論文数は23件で、その内訳はフィルム冷却(7件)、冷媒側内部流れ(3件)、数値解析(5件)、翼面境界層の挙動(4件)、実機翼の高温翼列試験(2件)、その他(2件)であった。聴講者は平均約100名と活況を呈していた。私見で興味深い発表論文を以下に拾ってみる。

フィルム冷却に関しては、エンドウォール部の渦運動とフィルム冷却効果との関連<sup>(1)</sup>、翼面の表面粗さの影響<sup>(2)</sup>、フィルム孔列の傾斜方向の影響<sup>(3)</sup>などが実験的に明らかにされた。冷媒の流れに関しては、リターンフロ型冷却翼の冷却通路曲り部の流路形状と圧力損失の関連<sup>(4)</sup>、動翼を対象に回転する径方向の冷却路におけるコリオリ力と浮力の影響を明らかにした基礎実験<sup>(5)</sup>などが報告された。数値解析では、乱流解析技術の進展が熱伝達分野にも波及しており、STAN-5をベースに $k-\epsilon$  2方程式乱流モデルを導入した翼面の熱伝達率の計算<sup>(6)</sup>が示され、翼腹側では実験値と良い一致をみるに至っている。多孔列フィルム冷却の冷却特性に対しては、境界層計算を適用した数値シュミレーション<sup>(7)</sup>が試みられている。熱しゃへいコーティングに関しては放射や熱伝達率の非一様性を考慮し単純な円筒モデルで過渡特性を計算し熱衝撃問題<sup>(8)</sup>を扱っている。また翼内外面の温度を規定し翼内面の肉厚分布を設計する境界要素法を応用した逆問題<sup>(9)</sup>が提案された。翼面境界層の挙動に関しては、静翼のスロット吹出が後縁部の冷却に及ぼす影響や、静翼の後流にある動翼が

静翼の冷却に及ぼす影響の実験結果<sup>(10)</sup>が示され、空力分野で扱われている動静翼干渉のテーマが熱伝達の分野にも及んでいる。

冷却性能試験では高温翼列風洞を用い、熱負荷の厳しい第一段静翼に対し実機翼と燃焼器の組合せ試験を行ない冷却構造の改良効果を示したものの<sup>(11)</sup>と、動翼に対し翼内部をピンフィンで伝熱促進したフィルム冷却翼の冷却性能試験結果<sup>(12)</sup>が提出された。いずれも実機に近い条件での試験データであり実用性が高い。

他部門の発表ではあるが、第一段静翼の熱応力による低サイクル疲労を軽減する構造としてシェル/スパー方式の具体的構造<sup>(13)</sup>が提出され強度解析によりその効果を評価している。

以上、全般的にみるとソフト、ハード面共設計信頼性の向上を目的とした分析が行なわれており、単なる冷却効率という全体的な冷却特性の指標だけでなく局所的な冷却・伝熱機構の解明に努力が払われている。また従来、冷却と空力性能の干渉がよく議論されていたが、タービン入口温度が上昇し熱負荷が大きくなると熱応力の観点から冷却の強化が疲労寿命に悪影響を及ぼすことがあることから、単に翼面温度を下げるだけでなく、熱応力の軽減を目的に冷却と強度に関連した検討が今後注目されてくるとの印象を受けた。

## 参 考 文 献

- (1) Goldstein, R. J. & Chen, H. P., ASME 84-GT-42

- (2) Goldstein, R. J.ほか2名, ASME 84-GT-41
- (3) Jubran, B. & Brown, A., ASME 84-GT-286
- (4) Metzger, D. E.ほか2名, ASME 84-GT-154
- (5) Clifford, R. J.ほか2名, ASME 84-GT-142
- (6) Wang, J. H.ほか3名, ASME 84-GT-261
- (7) Miller, K. L. & Crawford, M.E., ASME 84-GT-112
- (8) Chung, B. T. F.ほか4名, ASME 84-GT-181
- (9) Kennon, S. R. & Dulikravich, G. S., ASME 84-GT-7
- (10) Dunn, M. G., ASME 84-GT-175
- (11) Tobery, E. W. & Bunce, R. H., ASME 84-GT-114
- (12) Abe, T.ほか4名, ASME 84-GT-73
- (13) Levari, G. N.ほか2名, ASME 84-GT-219

## 7. 燃 料 お よ び 燃 焼 関 係

川崎重工業(株) 森 建 二

### 1. 全 般

今回の Combustion & Fuels Committel 関係のセッションは、2つのパネルセッションを含んで合計8セッションとフルセッションであり、かなり大きな部屋が用意されていたが、出席者が20～30名と少ないことも多く必ずしも活発であるとはいえなかった。これは、燃料・燃焼関係における新しいトピックスが無くなってきていることと関連しているものと思われる。

論文数は合計23編で、国別内訳は、米11、英8、加2、中国1、日本1であり、ガスタービンメーカーによるものが約半数を占めている。テーマを大別して、i) 燃料特性、ii) 低NO<sub>x</sub>燃焼、iii) 流れ、噴霧等について以下に概要を記述してみる。

### 2. 燃料特性

論文で対象となっている燃料はほとんど全部が良質燃料であり、前回迄とりあげられていた石炭液化油等の重質油燃焼が全くみられなくなっているのが特徴である。燃料特性が燃焼性能に及ぼす影響についても航空用ジェット燃料を対象としたものが中心で、JP燃料およびそのブレンドを用いてテストを行っている。

招待論文として、Lefebvre(84-GT-87)は、従来の考え方を総まとめにして、燃焼器の着火、吹き消え、燃焼効率特性に及ぼす燃料特性の影響を明らかにしている。また、計算値との比較のために多くの実機エンジン燃焼器のデータが使われていることも見逃がせない点であろう。

ライカミング T53-L-13 B エンジンによる

テスト(84-GT-105)では、ふく射による燃焼器壁温および寿命への影響が、燃料中の水素量(H%)でほとんど決まることを示している。

Odgersら(84-GT-144)は、各種混合ガス燃料の希薄側吹き消え特性を燃料の組成、発熱量、比熱から簡単に求める方式を提案してをり、多くの実験データが計算と良く一致することを示している。ただし圧力依存性は入っていないが、10 ata 程度までは圧力効果は無視して良いとしている。

その他に、航空燃料の熱安定性試験に関するもの(84-GT-6, 153)等が発表された。

### 3. 低NO<sub>x</sub>燃焼

NO<sub>x</sub>に関しては、今回も多くの発表があり、当面の確立した手法ともいえる蒸気噴射、水噴射についてのとりまとめも見られる(84-GT-48, -103, -152)。水噴射の位置、方法によってNO<sub>x</sub>低減効果の度合や、場合によってCOが増加すること等を考えると、水噴射割合の限度は燃料に対して0.6～0.8程度としている。

NO<sub>x</sub>低減効果や場合によってCOが増加すること等を考えると、水噴射割合の限度は燃料に対して0.6～0.8程度としている。

Dry Low NO<sub>x</sub> Combustor については、84-GT-44, -48, -88 に紹介があったが、この種の燃焼器がほとんど全て研究段階レベルであるのに対し、84-GT-44では、可度機構を用いた燃焼器での実機条件テストが完了し、120 MW ガスタービンへの運用が行われたという点で注目された。

- (2) Goldstein, R. J.ほか2名, ASME 84-GT-41
- (3) Jubran, B. & Brown, A., ASME 84-GT-286
- (4) Metzger, D. E.ほか2名, ASME 84-GT-154
- (5) Clifford, R. J.ほか2名, ASME 84-GT-142
- (6) Wang, J. H.ほか3名, ASME 84-GT-261
- (7) Miller, K. L. & Crawford, M.E., ASME 84-GT-112
- (8) Chung, B. T. F.ほか4名, ASME 84-GT-181
- (9) Kennon, S. R. & Dulikravich, G. S., ASME 84-GT-7
- (10) Dunn, M. G., ASME 84-GT-175
- (11) Tobery, E. W. & Bunce, R. H., ASME 84-GT-114
- (12) Abe, T.ほか4名, ASME 84-GT-73
- (13) Levari, G. N.ほか2名, ASME 84-GT-219

## 7. 燃 料 お よ び 燃 焼 関 係

川崎重工業(株) 森 建 二

### 1. 全 般

今回の Combustion & Fuels Committel 関係のセッションは、2つのパネルセッションを含んで合計8セッションとフルセッションであり、かなり大きな部屋が用意されていたが、出席者が20～30名と少ないことも多く必ずしも活発であるとはいえなかった。これは、燃料・燃焼関係における新しいトピックスが無くなってきていることと関連しているものと思われる。

論文数は合計23編で、国別内訳は、米11、英8、加2、中国1、日本1であり、ガスタービンメーカーによるものが約半数を占めている。テーマを大別して、i) 燃料特性、ii) 低NO<sub>x</sub>燃焼、iii) 流れ、噴霧等について以下に概要を記述してみる。

### 2. 燃料特性

論文で対象となっている燃料はほとんど全部が良質燃料であり、前回迄とりあげられていた石炭液化油等の重質油燃焼が全くみられなくなっているのが特徴である。燃料特性が燃焼性能に及ぼす影響についても航空用ジェット燃料を対象としたものが中心で、JP燃料およびそのブレンドを用いてテストを行っている。

招待論文として、Lefebvre(84-GT-87)は、従来の考え方を総まとめにして、燃焼器の着火、吹き消え、燃焼効率特性に及ぼす燃料特性の影響を明らかにしている。また、計算値との比較のために多くの実機エンジン燃焼器のデータが使われていることも見逃がせない点であろう。

ライカミング T53-L-13 B エンジンによる

テスト(84-GT-105)では、ふく射による燃焼器壁温および寿命への影響が、燃料中の水素量(H%)でほとんど決まることを示している。

Odgersら(84-GT-144)は、各種混合ガス燃料の希薄側吹き消え特性を燃料の組成、発熱量、比熱から簡単に求める方式を提案してをり、多くの実験データが計算と良く一致することを示している。ただし圧力依存性は入っていないが、10 ata 程度までは圧力効果は無視して良いとしている。

その他に、航空燃料の熱安定性試験に関するもの(84-GT-6, 153)等が発表された。

### 3. 低NO<sub>x</sub>燃焼

NO<sub>x</sub>に関しては、今回も多くの発表があり、当面の確立した手法ともいえる蒸気噴射、水噴射についてのとりまとめも見られる(84-GT-48, -103, -152)。水噴射の位置、方法によってNO<sub>x</sub>低減効果の度合や、場合によってCOが増加すること等を考えると、水噴射割合の限度は燃料に対して0.6～0.8程度としている。

NO<sub>x</sub>低減効果や場合によってCOが増加すること等を考えると、水噴射割合の限度は燃料に対して0.6～0.8程度としている。

Dry Low NO<sub>x</sub> Combustor については、84-GT-44, -48, -88 に紹介があったが、この種の燃焼器がほとんど全て研究段階レベルであるのに対し、84-GT-44では、可度機構を用いた燃焼器での実機条件テストが完了し、120 MW ガスタービンへの運用が行われたという点で注目された。



WH社での触媒燃焼器の研究は、触媒燃焼へのトランスファー・テストの階段まで来ており、1次燃料から2次燃料への切り替え時の燃焼データが示されている(84-GT-54)。

比較的基礎的な研究としては、円板多孔バツフルによる火炎を用いて、一次領域の最適混合を調べた発表があり(84-GT-13)、燃焼安定性確保とNO<sub>x</sub>低減の面から1600kの燃焼が最適であるとしている。

#### 4. 流れ、噴霧等

ライカミング社の逆流アニュラ形燃焼器内の三次元流れ計算と実験についての報告(84-GT-170)では、現状での三次元流れ計算の有用性についての考察を行っている。流れ計算も未だ定性的な設計ガイドの役割段階ではないかと考えられる。

その他に、燃焼器入口ディフェーザの研究(84-GT-104)や、音響システムを利用した希釈空気流量制御法に関するもの(84-GT-106)も発

表された。

さらに燃料噴霧に関するものとして、スパークプラグ並みの高電圧7~30kWをかけることによって燃料噴霧特性を変える試みが報告され(84-GT-102)、Allison T-56エンジン燃焼器によるテスト結果が紹介されている。

Combustion & Fuels Committee 以外のセッションでの燃焼に関する論文としては、石炭・水スラリ(CWM)を取り扱った84-GT-285や、水噴射による燃焼器上流部の破損を取り扱った84-GT-38等があげられる。

#### 5. おわりに

始めにも述べたように今回のセッションは盛況とはいいがたく、目新しい研究発表もなかったように思われる。今後数年は、個々の状況に応じた地道な研究開発が行われていくものと考えられる。

開催地がアムステルダムであったが、英国以外の欧州諸国から燃焼関係の発表が一編もなかったのは残念な感じであった。

## 8. 構造および振動関係

石川島播磨重工業(株) 近 田 哲 夫

#### 1. はじめに

筆者は本年度のガスタービン会議に強度関係の計測に関する論文を提出した。この論文はStructures & Dynamics CommitteeのRotor Dynamics 3 Session 32で発表した。この関係で“構造および振動関係”の題名を頂戴したものである。構造および振動関係つまりStructures & Dynamics Committeeの論文の発表をまとめると表1に示すようなものであった。Session数7で28編の論文が発表された。

表 1

PROGRAM	No. of SESSIONS	No. of PAPERS
Rotor Dynamics	3	11
Component Vibration	2	8
Fracture & Fatigue (Blade Flutter)	1	5
	1	4
TOTAL	7	28

論文提出者別に見るとTEXAS A & M大学が3編と最も多く、次にWright Patterson AFBおよびUnited Technologiesが各2編とこれにつづいている。

#### 2. Rotor Dynamics

Rotor Dynamicsに関する論文の発表をまとめると表2に示すようなものであった。大別すると軸受に関するものとローターに関するものとに分けることができると考える。

##### (1) Session 7-Rotor Dynamics 1

発表論文3編のうちスキーズフィルム軸受に関するものが2編、磁気軸受ダンパーに関するものが1編であった。スキーズフィルム軸受に関する論文は双方とも実験的解析であるがダンパー力を直接計測したRensselaer Polytechnic Instituteの論文が興味深かった。また磁気軸受ダンパーに関する論文を発表したSociete de Mechanique Magnetique自社製品の紹介を強調し会

WH社での触媒燃焼器の研究は、触媒燃焼へのトランスファー・テストの階段まで来ており、1次燃料から2次燃料への切り替え時の燃焼データが示されている(84-GT-54)。

比較的基礎的な研究としては、円板多孔バツフルによる火炎を用いて、一次領域の最適混合を調べた発表があり(84-GT-13)、燃焼安定性確保とNO<sub>x</sub>低減の面から1600kの燃焼が最適であるとしている。

#### 4. 流れ、噴霧等

ライカミング社の逆流アニュラ形燃焼器内の三次元流れ計算と実験についての報告(84-GT-170)では、現状での三次元流れ計算の有用性についての考察を行っている。流れ計算も未だ定性的な設計ガイドの役割段階ではないかと考えられる。

その他に、燃焼器入口ディフェーザの研究(84-GT-104)や、音響システムを利用した希釈空気流量制御法に関するもの(84-GT-106)も発

表された。

さらに燃料噴霧に関するものとして、スパークプラグ並みの高電圧7~30kWをかけることによって燃料噴霧特性を変える試みが報告され(84-GT-102)、Allison T-56エンジン燃焼器によるテスト結果が紹介されている。

Combustion & Fuels Committee 以外のセッションでの燃焼に関する論文としては、石炭・水スラリ(CWM)を取り扱った84-GT-285や、水噴射による燃焼器上流部の破損を取り扱った84-GT-38等があげられる。

#### 5. おわりに

始めにも述べたように今回のセッションは盛況とはいいがたく、目新しい研究発表もなかったように思われる。今後数年は、個々の状況に応じた地道な研究開発が行われていくものと考えられる。

開催地がアムステルダムであったが、英国以外の欧州諸国から燃焼関係の発表が一編もなかったのは残念な感じであった。

## 8. 構造および振動関係

石川島播磨重工業(株) 近 田 哲 夫

#### 1. はじめに

筆者は本年度のガスタービン会議に強度関係の計測に関する論文を提出した。この論文はStructures & Dynamics CommitteeのRotor Dynamics 3 Session 32で発表した。この関係で“構造および振動関係”の題名を頂戴したものである。構造および振動関係つまりStructures & Dynamics Committeeの論文の発表をまとめると表1に示すようなものであった。Session数7で28編の論文が発表された。

表 1

PROGRAM	No. of SESSIONS	No. of PAPERS
Rotor Dynamics	3	11
Component Vibration	2	8
Fracture & Fatigue (Blade Flutter)	1	5
	1	4
TOTAL	7	28

論文提出者別に見るとTEXAS A & M大学が3編と最も多く、次にWright Patterson AFBおよびUnited Technologiesが各2編とこれにつづいている。

#### 2. Rotor Dynamics

Rotor Dynamicsに関する論文の発表をまとめると表2に示すようなものであった。大別すると軸受に関するものとローターに関するものとに分けることができると考える。

##### (1) Session 7-Rotor Dynamics 1

発表論文3編のうちスキーズフィルム軸受に関するものが2編、磁気軸受ダンパーに関するものが1編であった。スキーズフィルム軸受に関する論文は双方とも実験的解析であるがダンパー力を直接計測したRensselaer Polytechnic Instituteの論文が興味深かった。また磁気軸受ダンパーに関する論文を発表したSociete de Mechanique Magnetique自社製品の紹介を強調し会

議として余りよい印象を受けなかったように思う。

表 2

CLASSIFICATIONS		No. of PAPERS	PAPER No.
Bearing	◦ Squeeze Film Damper	2	84-GT-8 & 11
	◦ Magnetic Bearing Damper	1	84-GT-117
	◦ Thrust Measurement	1	84-GT-10
Rotor	◦ Rotor Vibration	3	84-GT-28, 31 & 71
	◦ Blade Loss	1	84-GT-29
	◦ Rotor Instability	3	84-GT-32, 86 & 140

## (2) Session 20-Rotor Dynamics 2

本 Session では 4 編の論文が発表されたがこのうち 3 編はローター安定性に関するもの、残り 1 編はローター振動に関するものであった。軸流ターボ機械における Alford 理論で示されている翼間隙間の円周方向変化により生ずる空力の実験的計測および評価を行なったもの、ハニカムシールの様なアニュラ型ガスシールの動的特性の解析法を示したものの、スペースシャトル主エンジンの高圧酸素ポンプの振動特性をガスシールと液体およびタービン隙間による励振力等も含めたモデルで解析し評価したものである。これらはすべて TEXAS A & M 大学から発表されており Rotor Dynamics 分野への力の入れようが推察される。

## (3) Session 32-Rotor Dynamics 3

ここではローター振動に関するもの 2 編、回転中の翼飛散によるローター動的特性に関するものおよび軸受推力に関するもの各 1 編、計 4 編が発表された。低バイパスファンエンジンの実動推力荷重を計測した筆者らの論文は定常状態での計測データのみならず急加減速時つまり過渡状態での動的計測データを示しており、これらについて特に興味を持っていただけた様子であった。翼飛散によるローターの過渡的な動的変位を解析した Arizona 州立大学の発表では近年この問題に関する発表論文の歴史および概要を示した。特に航空用ファンエンジンでは本問題が重要な課題となりつつあり将来的な展望が期待できよう。また歯車で結合されたガスタービン圧縮機ローターの振り危険速度および振り応力の解析値とテレメータ

による計測値との比較評価を行なった Southwest Research Institute の論文は実用的な意味で興味深かった。

## 3. Component Vibration

Component Vibration に関する論文の発表をまとめると表 3 に示すようなものであった。

表 3

CLASSIFICATIONS	No. of PAPERS	PAPER No.
Blade Vibration	4	84-GT-96, 99, 110 & 172
Blade Friction Damping	2	84-GT-109 & 139
Vibration Measurement	1	84-GT-136
Seal Instability	1	84-GT-169

## (1) Session 44-Component Vibration 1

発表論文 4 編のうち 3 編は翼の振動に関するもの、残り 1 編はシールの安定性に関するものであった。ターボジェットエンジン PW 1120 の低圧圧縮機動翼の振動特性を調査した Wright Patterson AFB および P & WA 社の論文では多チャンネルのスリップリングおよびひずみゲージによる計測値と予測値との比較評価を示した。更にフラッター時の翼付ディスクとしての振動モードを調べるためケーシングに取付けた光プローブを適用しており、近年開発が進められている光学的翼振動計測装置の 1 つとして興味を引いた。また動翼を模擬した振り板により振動特性を実験的に調査した Wright Patterson AFB らの論文は簡単に固有振動数等を予測する方法として実用的と言える。ここではアスペクト比、振り角度および翼厚比をパラメータとして 30 枚の試験片を準備しデータを取得している。

## (2) Session 56-Component Vibration 2

ここでは翼間摩擦ダンピングに関するもの 2 編、翼振動に関するものおよび翼振動計測に関するもの各 1 編の計 4 編の論文発表であった。Kongsberg 社の KG 5 タービン動翼破損に関する翼振動問題の事例研究は運用上なかなか興味深い。また Cranfield Institute のレーザードップラープローブによる翼振動計測システムの論文は静翼にのみ適用しているが動翼振動も計測できるように開発されることを期待する。翼付ディスクとしての翼間摩擦ダンピングの検討を行なった Carnegie -

Mellon 大学の論文は翼付ディスク全体として考察したところに注目したい。

#### 4. Fractures & Fatigue

Fractures & Fatigue に関する論文の発表は表 4 に示すようなものであり Session 67 1 つで発表された。R R 社のアルミ合金 RR58 の疲労ク

表 4

CLASSIFICATIONS	No of PAPERS	PAPER No.
Crack Propagation	2	84-GT-148 & 205
Fatigue	1	84-GT-149
Creep Analysis	2	84-GT-176 & 191

ラック伝播に関する検討の論文は走査型電子顕微鏡を使用して、繰返し荷重下の材料微細構造およびクラック伝播を観測したもので将来的にはビデオテープに記録されたものが材料特性として保存されることを強調していた。また Westinghouse 社から発表された論文ではニッケルベースのタービン翼用合金 Udimet 720 の高レベル平均応力と高温腐食の相互作用が疲労特性にどのように影響

したかを観測したものである。更にクリープ解析に関して、簡易化した解析プログラム ANSYMP 開発についての NASA の論文では MARC を使用した弾塑性有限要素法解析結果と良い一致を示していることを力説していた。

#### 5. そ の 他

前述の如く筆者は論文を発表した。このため論文発表者の発表方法についても若干気になった。まず発表時間が比較的自由に設定されていたことである。当初 20 分との連絡を受けていたがほとんどがこれをオーバーし中には 40 分以上発表しているものもあった。議長との合議の上と推測するが余り長い発表は良い印象を残さなかった。また発表方法としてスライドを使用する発表者がほとんどであったがスライド面への文字および図表の書き方が適切でないもの、発表用スライドを航空手荷物の中に入れたため間に合わなかった発表者がいた。いずれも ASME 発行の発表用手順書 MS-4A に詳細に示されており準拠を希望したい。また論文は提出したが、発表に來られず代読するものおよび無断で発表不参加のものもあった。少なくとも無断発表不参加は信義を疑いたい。

## 9. 展 示

三井造船 高 木 圭 二

第 29 回 ASME GAS TURBINE CONFERENCE と並行して恒例の展示会が 1984 年 6 月 4 日より 4 日間アムステルダム RAI CONGRESS CENTER の一角大展示場にて行われた。会場は 2 階の常設展示場約 100 m × 100 m の大ホールと約 70 m × 50 m の小ホールの二つを利用した世界 14 ヶ国から約 220 社の出典であった。出展の規模は、1983 年東京国際ガスタービン会議での MIPRO 展示場と比較し約 3 倍の規模はあると思われるが本場と感心したしだいである。

展示会も恒例となり特段に記すトピックも少なくなかったが、今回の展示の特徴点及び個人的な関心事を中心に目についた点を記すことにする。

全体的な展示物の印象では複合サイクルの性能、熱併給発電の Total 効率を上げるためのシステム

に関する説明のパネルが多く、またガスタービンプラントのコンピューターによる運転監視と負荷制御の展示が多く見受けられた。ガスタービン本

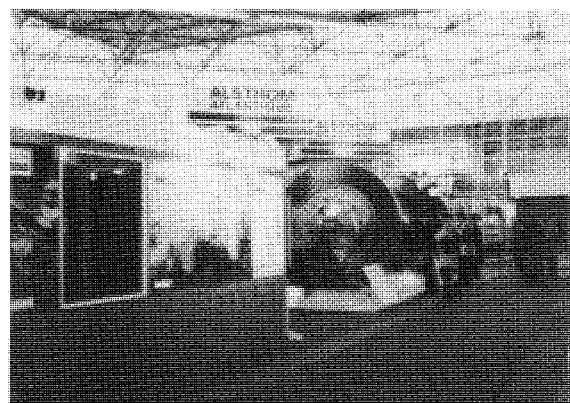


写真 1 ALSTHOM F 9001

Mellon 大学の論文は翼付ディスク全体として考察したところに注目したい。

#### 4. Fractures & Fatigue

Fractures & Fatigue に関する論文の発表は表 4 に示すようなものであり Session 67 1 つで発表された。R R 社のアルミ合金 RR58 の疲労ク

表 4

CLASSIFICATIONS	No of PAPERS	PAPER No.
Crack Propagation	2	84-GT-148 & 205
Fatigue	1	84-GT-149
Creep Analysis	2	84-GT-176 & 191

ラック伝播に関する検討の論文は走査型電子顕微鏡を使用して、繰返し荷重下の材料微細構造およびクラック伝播を観測したもので将来的にはビデオテープに記録されたものが材料特性として保存されることを強調していた。また Westinghouse 社から発表された論文ではニッケルベースのタービン翼用合金 Udimet 720 の高レベル平均応力と高温腐食の相互作用が疲労特性にどのように影響

したかを観測したものである。更にクリープ解析に関して、簡易化した解析プログラム ANSYMP 開発についての NASA の論文では MARC を使用した弾塑性有限要素法解析結果と良い一致を示していることを力説していた。

#### 5. そ の 他

前述の如く筆者は論文を発表した。このため論文発表者の発表方法についても若干気になった。まず発表時間が比較的自由に設定されていたことである。当初 20 分との連絡を受けていたがほとんどがこれをオーバーし中には 40 分以上発表しているものもあった。議長との合議の上と推測するが余り長い発表は良い印象を残さなかった。また発表方法としてスライドを使用する発表者がほとんどであったがスライド面への文字および図表の書き方が適切でないもの、発表用スライドを航空手荷物の中に入れたため間に合わなかった発表者がいた。いずれも ASME 発行の発表用手順書 MS-4A に詳細に示されており準拠を希望したい。また論文は提出したが、発表に來られず代読するものおよび無断で発表不参加のものもあった。少なくとも無断発表不参加は信義を疑いたい。

## 9. 展 示

三井造船 高 木 圭 二

第 29 回 ASME GAS TURBINE CONFERENCE と並行して恒例の展示会が 1984 年 6 月 4 日より 4 日間アムステルダム RAI CONGRESS CENTER の一角大展示場にて行われた。会場は 2 階の常設展示場約 100 m × 100 m の大ホールと約 70 m × 50 m の小ホールの二つを利用した世界 14 ヶ国から約 220 社の出典であった。出展の規模は、1983 年東京国際ガスタービン会議での MIPRO 展示場と比較し約 3 倍の規模はあると思われるが本場と感心したしだいである。

展示会も恒例となり特段に記すトピックも少なくなかったが、今回の展示の特徴点及び個人的な関心事を中心に目についた点を記すことにする。

全体的な展示物の印象では複合サイクルの性能、熱併給発電の Total 効率を上げるためのシステム

に関する説明のパネルが多く、またガスタービンプラントのコンピューターによる運転監視と負荷制御の展示が多く見受けられた。ガスタービン本

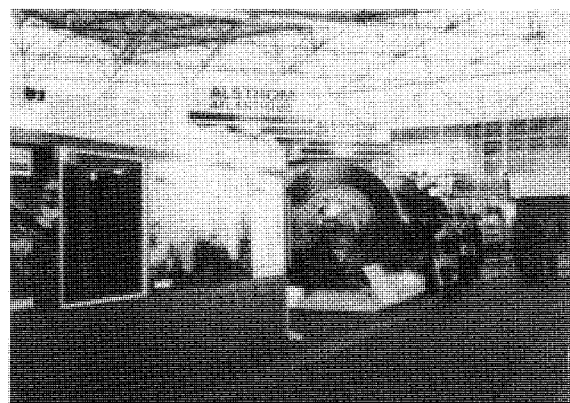


写真 1 ALSTHOM F 9001

体ではGE製品を代表する型でALSTHOM社がF9のロータ約70TONを会場のほぼ中心部に据えてあった。(写真1)中小容量のガスタービン

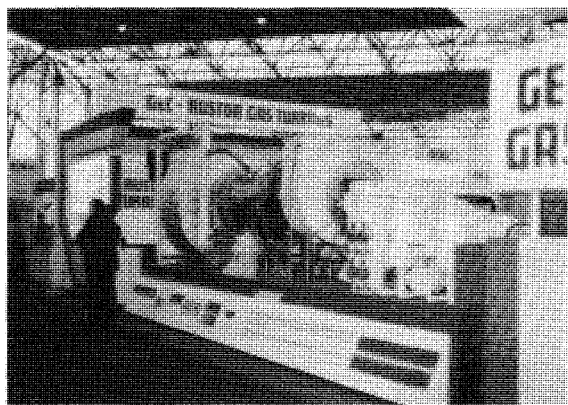


写真2 RUSTON-GEC TORNADO

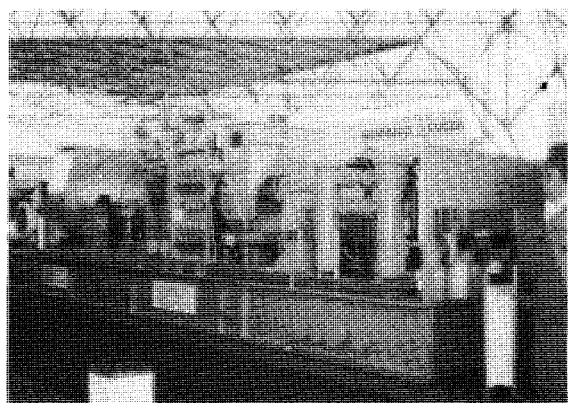


写真3 HISPANO SUIZA THM1304



写真4 KONGSBERG KG3

ではGEC-RUSTON GroupのTORNADO(写真2), HISPANO SUIZA(写真3), THM 1304, GM ALLISON 501-KB, KONGSBERG KG シリーズKG3(写真4)が実機を展示しており航空転用ガスタービンでは

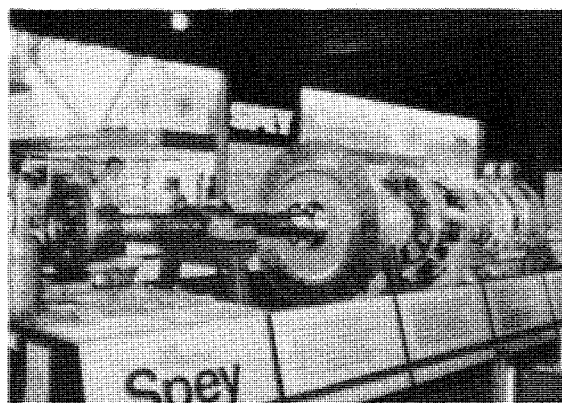


写真5 RR SPEY

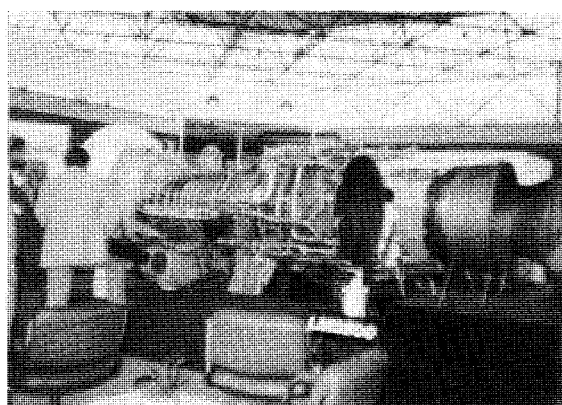


写真6 GE M & I LM2500

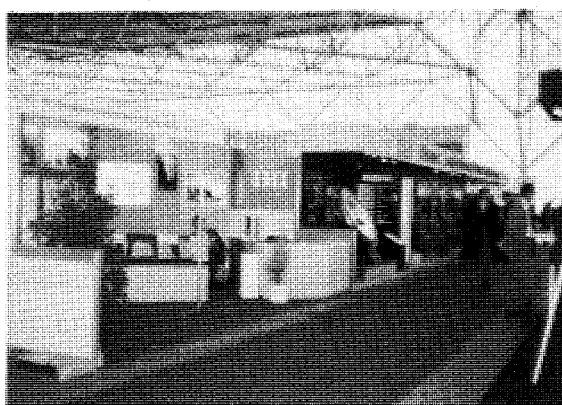


写真7 IHI BOOTH

RR SPEY (写真5) GE M & IのLM2500 (写真6) 又、日本国内では唯一IHIがLM5000 (写真7) を展示していた。

性能面でのトピックは、KONGSBERG KG-3型の発表であった。展示物と係員の話の総合するとKG-3はRadial Gas TurbineでComp Radial一段, isentropic 効率91%, Stage efficiency 82% 圧力比9:1, TurbineもRadial 1段で35,000 rpm, Max Continuousで1,650 kW 29%の熱効率であり、排ガス量6.44 kg/s 排ガス温度581℃, 又排熱回収した場合の熱効率は35.9%と小型ガスタービンとしては最高効率の性能を示していた。話によると1985年の初めにField Testに入るとのことであった。又、PignoneはNew PGT 25 (LM2500-33)を紹介LM2500-20 Rate upで出力20,580 kW 熱効率37.3でパートロードの効率を上げた設計とのこと。Rolls RoysのBoothではSpeyが展示されていたが、陸船用への応用として出力up 効率upを検討している。係員の話によると航空転用型だが、Twin Spoolでもあり、Inter Coolerを低圧と高圧Comp.の間に入れair 温度を150℃まで冷却し、又Heat Exchangerの導入も検討しているとのこと。タービン入口1,040℃でMAX Rating 12.75 MWを1,080℃18 MWにRate upを検討U. S Navy用にF. S.を行っているとのことであった。SulzerはType 10を30 MWにRate upしたものを紹介していた。

一方熱回収分野ではソーラ社がCompact型Heat Exchanger (写真8)を初めて展示していた。冷態より起動し定格まで8分以下で達成出来る様構造を考えている。伝熱面の構成は図1の如く大小薄板のチャンネル要素を組合せることによるコルゲートフィンである。その他、地元オランダの

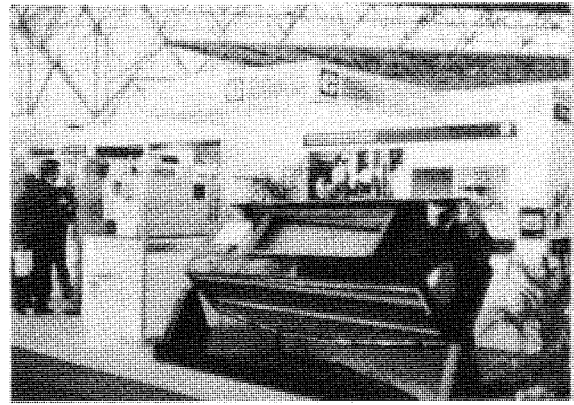


写真8 SOLAR HEAT EXHANGER

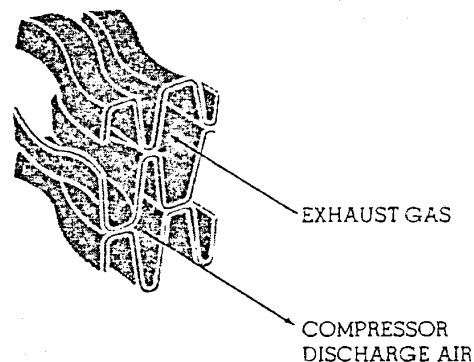


図1 CORRUGATE FIN ELEMENT

BREDA社は従来のものだが、同社の特徴の伝熱チューブ図2をエレメントに用いたRegeneratorを紹介していた。

材料関係ではWIGGIN ALLOYS LTD, DONCASTERS etc 14社が耐熱鋼, Coating等を展示していたが中でもASEA CERAMAがSi<sub>3</sub>N<sub>4</sub>のCERAMIC TURBINE ROTERのHIPで作る製造工程を展示、Capuslationと称して、HIPのときに薄い膜でカバーする方法に特徴があると強調していたが、Know Howであり秘密とのことである。このASEA CERAMAはスエ

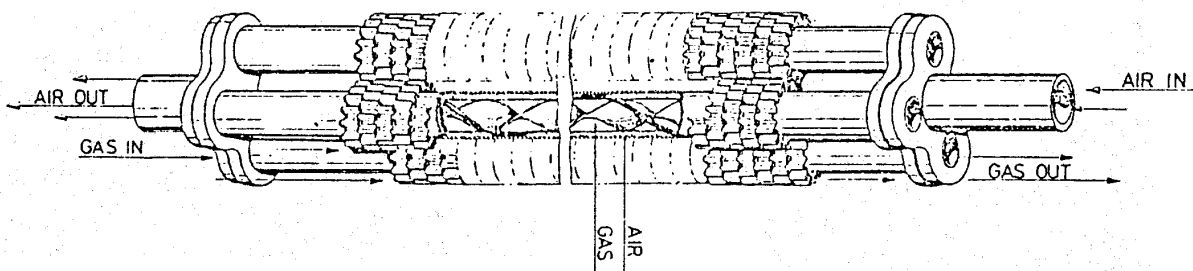


図2 HEAT RECOVERY TUBE ASSEMBLY



ーデンの5つの会社即ち、ASEA、SKF、Volvo、Kema Nord 及び AC-Investより構成され1984年1月1日に新しい開発会社を発足したとのこと。このセラミックロータは Axial and Radial GT RotorでVolvoのPassenger Carのプロトタイプエンジンに使用テスト中で500 m/s (Tip Speed)で運転されている。

計測器関係では燃料中のNaの連続計測、水中の油分の連続計測、LO中及び燃料中の金属分の連続計測をBAIRD社が、又KULITE社の極小圧力変換計測器(0.76 mm)TOTADATA社の連続運転中の非接触による先端間隙計測器など相変らずの展示が目についた。

今回の展示会場では筆者が10年以上前にGT開発の問題で訪問したり、論議したりしたことのある旧知のLUCAS AEROSPACE社(英国)のMr. STRATTONやBOYCE ENGINEERING INTERNATIONAL INC. (米国)のMr. M. P. BOYCEが出展代表者として参加し

ており予期せぬ再会となり話が弾んだ。

最終日の午後にはMUSIC BAND(写真9)が会場を所々巡回して廻り、country musicで雰囲気を盛り上げていたが、各BOOTHでSERVICEに振るまってくる飲み物を手に雑談し名残りを惜しみながら散会した。



写真9 WESTERN BAND

#### 後 援

84新テクノロジーシンポジウムPART 2

「明日のエネルギーメカニクスをめざして」

日 時：9月25日(火)～28日(金)

場 所：東京・港区・笹川記念会館

主催 (株)日本能率協会

TEL 03(434)6211(大代表) 内線548, 566



ーデンの5つの会社即ち、ASEA、SKF、Volvo、Kema Nord 及び AC-Investより構成され1984年1月1日に新しい開発会社を発足したとのこと。このセラミックロータは Axial and Radial GT RotorでVolvoのPassenger Carのプロトタイプエンジンに使用テスト中で500 m/s (Tip Speed) で運転されている。

計測器関係では燃料中のNaの連続計測、水中の油分の連続計測、LO中及び燃料中の金属分の連続計測をBAIRD社が、又KULITE社の極小圧力変換計測器(0.76 mm) TOTADATA社の連続運転中の非接触による先端間隙計測器など相変らずの展示が目についた。

今回の展示会場では筆者が10年以上前にGT開発の問題で訪問したり、論議したりしたことのある旧知のLUCAS AEROSPACE社(英国)のMr. STRATTONやBOYCE ENGINEERING INTERNATIONAL INC. (米国)のMr. M. P. BOYCEが出展代表者として参加し

ており予期せぬ再会となり話が弾んだ。

最終日の午後にはMUSIC BAND(写真9)が会場を所々巡回して廻り、country musicで雰囲気を盛り上げていたが、各BOOTHでSERVICEに振るまってくる飲み物を手に雑談し名残りを惜しみながら散会した。



写真9 WESTERN BAND

#### 後 援

84新テクノロジーシンポジウムPART 2

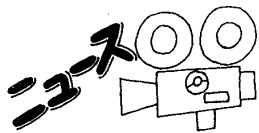
「明日のエネルギーメカニクスをめざして」

日 時：9月25日(火)～28日(金)

場 所：東京・港区・笹川記念会館

主催 (株)日本能率協会

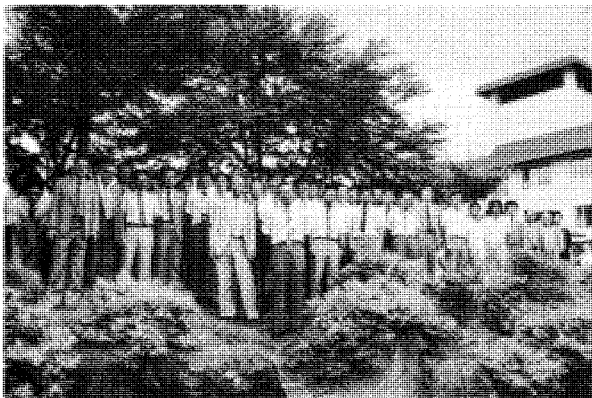
TEL 03(434)6211(大代表) 内線548, 566



## 特別講座を終えて

航空宇宙技術研究所 遠藤 征紀

GTSJの新企画「特別講座」が去る7月19日、20日の両日、宮城県蔵王山麓の緑に囲まれた蔵王ハイッで36名の参加者を得て開催され第1回目としては好評のうちに終了した。この特別講座は前期の企画委員会において提案されて以来検討を重ねてきたもので、当学会としては初めての新しい方向を目指した企画であった。



蔵王ハイッ前にて

初日は前夜からの雨がすっかり上がった午後1時30分からの講演会で始まったが、東京方面から来られた大多数の方々はかなりの早起きをされたことと思われる。講演題目と講師を表1に示す。

表1 講演会の内容

コーディネータ	松木 正勝(日本工業大学)
・ガスタービンシステム	山川 昭(東北電力)
・燃焼のシミュレーション	水谷 幸夫(阪大)
・難削材の加工	西 良正(大同特殊鋼)
・ターボ機械の数値計算	大宮司 久明(東北大)
・空気の現状	
・冷却タービン	高原 北男(航技研)
・航空用FADEC技術の動向	杉山 佐太雄 (石川島播磨重工)

(昭和59年8月1日原稿受付)

どの講演もユニークで講師御自身の貴重な体験にもとづいた内容のものであり本講座の最後にとったアンケートでも非常に好評であった。講演内容は編集委員会が学会誌に掲載する計画を立てていると聞いている。

講演終了後、入浴休憩、軽いアルコールつきの懇談会を兼ねた夕食に続いて午後8時から専門分野別の討論会に移った。約70名を収容できる研修室内に6～10名から成る表1の専門分野ごとの5つのグループが別々に机を寄せ合い講師を囲んだ討論を開始した。討論の進め方、議題、机や黒板の配置などは各グループごとに全く自由で参加者の手作りという感じであった。実を言えば、この専門分野別の討論会は今回の行事のなかでも中心的なものである一方で全く未経験のものであったので企画する側としても予測がむずかしく心配な面が多かった。しかし案ずるより産むが易し、開始して間もなく部屋全体がなごやかではあるが活発な討論の場と変わり、他のグループの討論で話が聞きにくいくらいであった。参加者のうちには話題に関連のある実物や資料を持参して下さった方もあった。共通の問題に興味を持つ者同志の話は尽きない。予定の午後10時を約30分延長して一応終了したが宿泊室に戻ってからも話に花が咲き、グループによっては午前2時過ぎまで続いたと聞いている。一方において御希望にじゅうぶん応えられず不満が残った参加者もおられたことと思うのでアンケートの結果も含めて気づいた点を要約して今後の参考に供したい。

(イ) 専門分野別の討論会、とくに泊まり込みのものに対する要望が強いこと、進め方によっては非常に有益であることが実証された。

(ロ) 専門分野別の討論会は参加者自身が作り上げてゆくもので、つきつめれば give and take の原則のうえに成り立っている。

(ハ) 専門分野に分けることにより共通のテーマを明確化すると、議論が深まりより多くの時間が

必要となる。

(二) 1グループ6～10名程度、しかもできるだけ多くの組織からの参加者で構成されることが望ましい。

翌朝は全体討論会と銘打ち8時半から1時間ほど講師の方々から前夜の専門分野別討論会の報告を中心とした話をしていただいた後、ハイツ近く

の民芸品等の見物に出かけ憩いのひと時とした。午後は本講座に付随して行なわれた今期第1回の見学会・技術懇談会のため宇宙開発事業団角田ロケット開発センターと航空宇宙技術研究所角田支所を訪れて午後4時30分に散会した。

あわただしく過ぎたが学会の活動に新しい何か加わったことを感じさせられた2日間であった。

### G T S J 第 9 期 委 員

#### ○ 総 務 委 員

阿 部 安 雄(三菱重工) 青 木 庸 治(新潟鉄工) 橋 本 康 夫(日 立)  
大 田 英 輔(早 大) 田 中 英 穂(東海大) 田 丸 卓(航技研)  
山 崎 慎 一(日 産) 吉 本 健一郎(IHI)

#### ○ 編 集 委 員

井 上 誠(小 松) 伊 藤 高 根(日 産) 石 野 寿 生(日 立)  
遠 藤 肇(三井造船) 菅 進(船 研) 古 閑 昭 紀(東 芝)  
佐 藤 幸 徳(IHI) 杉 山 晃(三菱重工) 小 島 民 生(東 電)  
宮 地 敏 雄(航技研) 森 建 二(川崎重工) 伊 藤 誠 二(中 電)  
益 田 重 明(慶 大)

#### ○ 企 画 委 員

猪 木 恒 夫(新潟鉄工) 伊 藤 高 根(日 産) 遠 藤 征 紀(航技研)  
川 口 修(慶 大) 高 木 圭 二(三井造船)  
筒 井 康 賢(機械技研) 真 家 孝(IHI) 安 田 耕 二(日 立)  
山 崎 道 夫(金属材料技研) 橋 爪 保 夫(東北電)

#### ○ 統計作成委員

青 木 千 明(IHI) 石 川 庄 一(日 立) 白 井 俊 一(日本鋼管)  
内 田 晴 記(川崎重工) 澁 谷 剛(IHI) 三 賢 憲 治(三菱重工)  
村 尾 麟 一(青学大) 吉 識 晴 夫(東 大) 青 木 庸 治(新潟鉄工)  
岡 崎 洋一郎(三菱重工) 綿 貫 一 男(IHI)

#### ○ 調査研究委員

稲 垣 詠 一(東京理科大) 神 津 正 男(防衛庁) 平 岡 克 英(船 研)  
鈴 木 邦 夫(機械技研) 須之部 量 寛(東京理科大)  
辻 高 弘(高効率ガスタービン技術研究組合) 長 島 昭(慶 大)  
林 茂(航技研) 葉 山 真 治(東 大) 堀 昭 史(電中研)

#### ○ 技術情報センター運営委員

荒 木 達 雄(東 芝) 菅 進(船 研) 高 原 北 雄(航技研)  
益 田 重 明(慶 大) 吉 田 豊 明(航技研) 小野寺 満 憲(荏原)

#### ○ 地 方 委 員

表 義 則(三井造船) 大 塚 新太郎(名古屋大) 沢 田 照 夫(大阪府大)  
妹 尾 泰 利(九州大) 大 内 一 紘(三菱重工) 永 田 有 世(神戸製鋼所)  
西 村 善次郎(日立造船) 星 野 昭 史(川崎重工) 村 田 暹(豊田工大)

#### ○ 定期講演会委員

伊 藤 誠 二(中 電) 伊 藤 高 根(日 産) 遠 藤 肇(三井造船)  
白 戸 健(三井造船) 葉 山 真 治(東 大) 益 田 重 明(慶 大)

#### ○ 次期国際会議検討委員会

松 木 正 勝(日本工大) 有 賀 一 郎(慶 大) 飯 島 孝(IHI)  
飯 田 庸太郎(三菱重工) 一 井 博 夫(東 芝) 久保田 道 雄(日 立)  
白 戸 健(三井造船) 妹 尾 泰 利(九州大) 高 田 浩 之(東 大)  
田 中 英 穂(東 大) 谷 村 篤 秀(川崎重工) 鳥 崎 忠 雄(航技研)  
平 山 直 道(都立大) 森 下 輝 夫(船 研)

必要となる。

(二) 1グループ6～10名程度、しかもできるだけ多くの組織からの参加者で構成されることが望ましい。

翌朝は全体討論会と銘打ち8時半から1時間ほど講師の方々から前夜の専門分野別討論会の報告を中心とした話をしていただいた後、ハイツ近く

の民芸品等の見物に出かけ憩いのひと時とした。午後は本講座に付随して行なわれた今期第1回の見学会・技術懇談会のため宇宙開発事業団角田ロケット開発センターと航空宇宙技術研究所角田支所を訪れて午後4時30分に散会した。

あわただしく過ぎたが学会の活動に新しい何か加わったことを感じさせられた2日間であった。

### G T S J 第 9 期 委 員

#### ○ 総 務 委 員

阿 部 安 雄(三菱重工) 青 木 庸 治(新潟鉄工) 橋 本 康 夫(日 立)  
大 田 英 輔(早 大) 田 中 英 穂(東海大) 田 丸 卓(航技研)  
山 崎 慎 一(日 産) 吉 本 健一郎(IHI)

#### ○ 編 集 委 員

井 上 誠(小 松) 伊 藤 高 根(日 産) 石 野 寿 生(日 立)  
遠 藤 肇(三井造船) 菅 進(船 研) 古 閑 昭 紀(東 芝)  
佐 藤 幸 徳(IHI) 杉 山 晃(三菱重工) 小 島 民 生(東 電)  
宮 地 敏 雄(航技研) 森 建 二(川崎重工) 伊 藤 誠 二(中 電)  
益 田 重 明(慶 大)

#### ○ 企 画 委 員

猪 木 恒 夫(新潟鉄工) 伊 藤 高 根(日 産) 遠 藤 征 紀(航技研)  
川 口 修(慶 大) 高 木 圭 二(三井造船)  
筒 井 康 賢(機械技研) 真 家 孝(IHI) 安 田 耕 二(日 立)  
山 崎 道 夫(金属材料技研) 橋 爪 保 夫(東北電)

#### ○ 統計作成委員

青 木 千 明(IHI) 石 川 庄 一(日 立) 白 井 俊 一(日本鋼管)  
内 田 晴 記(川崎重工) 澁 谷 剛(IHI) 三 賢 憲 治(三菱重工)  
村 尾 麟 一(青学大) 吉 識 晴 夫(東 大) 青 木 庸 治(新潟鉄工)  
岡 崎 洋一郎(三菱重工) 綿 貫 一 男(IHI)

#### ○ 調査研究委員

稲 垣 詠 一(東京理科大) 神 津 正 男(防衛庁) 平 岡 克 英(船 研)  
鈴 木 邦 夫(機械技研) 須之部 量 寛(東京理科大)  
辻 高 弘(高効率ガスタービン技術研究組合) 長 島 昭(慶 大)  
林 茂(航技研) 葉 山 真 治(東 大) 堀 昭 史(電中研)

#### ○ 技術情報センター運営委員

荒 木 達 雄(東 芝) 菅 進(船 研) 高 原 北 雄(航技研)  
益 田 重 明(慶 大) 吉 田 豊 明(航技研) 小野寺 満 憲(荏原)

#### ○ 地 方 委 員

表 義 則(三井造船) 大 塚 新太郎(名古屋大) 沢 田 照 夫(大阪府大)  
妹 尾 泰 利(九州大) 大 内 一 紘(三菱重工) 永 田 有 世(神戸製鋼所)  
西 村 善次郎(日立造船) 星 野 昭 史(川崎重工) 村 田 暹(豊田工大)

#### ○ 定期講演会委員

伊 藤 誠 二(中 電) 伊 藤 高 根(日 産) 遠 藤 肇(三井造船)  
白 戸 健(三井造船) 葉 山 真 治(東 大) 益 田 重 明(慶 大)

#### ○ 次期国際会議検討委員会

松 木 正 勝(日本工大) 有 賀 一 郎(慶 大) 飯 島 孝(IHI)  
飯 田 庸太郎(三菱重工) 一 井 博 夫(東 芝) 久保田 道 雄(日 立)  
白 戸 健(三井造船) 妹 尾 泰 利(九州大) 高 田 浩 之(東 大)  
田 中 英 穂(東 大) 谷 村 篤 秀(川崎重工) 鳥 崎 忠 雄(航技研)  
平 山 直 道(都立大) 森 下 輝 夫(船 研)



# KOBELCO GT1 ガスタービン

(株) 神戸製鋼所 中 野 信 雄

## 1. まえがき

神戸製鋼は、1段の遠心圧縮機と1段のラジアルタービンとを組合わせたユニークな構造のKG2シリーズガスタービン(発電機出力 1500～2000kVAクラス)を製造販売してきたが、この技術と経験を生かして、750～1000kVA発電装置用ガスタービンGT1を自社開発した。以下に紹介するGT1ガスタービンは、高い信頼性と安価なコストを目的として設計された、極めてコンパクトなガスタービンである。

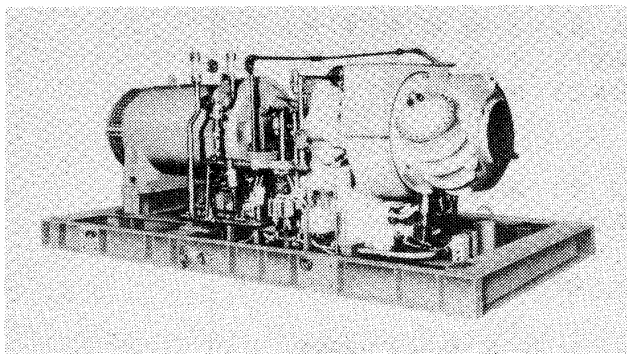


写真1 GT1 ガスタービン発電装置

## 2. 仕様および特長

KOBELCO GT1 ガスタービンおよび発電装置パッケージの主要諸元を表1に示す。ガスタービンは小形軽量でかつ振動が少ない、冷却水が不要、起動が確実で信頼性が高い、メンテナンスが容易など多くの特長を有しているが、GT1には特に次のような構造上の特長がある。

- 1) ロータは単段の遠心圧縮機と単段のラジアルタービンを組合わせた最もシンプルで頑丈な構造である。
- 2) 部品点数はエンジン本体で150点、減速機を含めても260点と、他機種にくらべ非常に少ない。

- 3) 軸受は軸振動の抑制効果が大きく、寿命の長いティルティングパッド式油膜軸受である。また排気流中に軸受が無いため、通常のタービン油が使用できる。
- 4) 燃焼器は単筒形逆流式で、灯油、軽油、A重油、天然ガス、プロパンガスなど、多くの種類の燃料に適應でき、また分解点検が簡単にできる。

表1 主 要 諸 元

発 電 装 置	定格出力(40℃)	600～800 kW
	周 波 数	50 Hz / 60 Hz
	電 圧	6600V / 3300V / 440V
	ガ バ ナ 制 御	アイソクロナス / ドループ
	周 波 数	瞬 時 ±4 %以下
	変 動 率	定常時 ±0.25 %以下
	起 動 時 間	40秒以下
	起 動 方 式	電気式または空気式
	パッケージ外形寸法	4.5m(L)×2m(W)×2.3m(H)
	形 式	単純開放サイクル1軸形
ガ ス タ ー ビ ン	ロ ー タ 回 転 数	31280rpm / 31150rpm
	出力軸回転数	1500rpm / 1800rpm
	圧 縮 機	遠 心 1 段
	タ ー ビ ン	半 径 流 1 段
	燃 焼 器	単 筒 缶 形
	減 速 機	遊星歯車、ガスタービン本体と一体構造
	ガ バ ナ 方 式	機械油圧式または電気油圧式
	燃 料	灯油、軽油、A重油、天然ガス、プロパンなど
ン	潤 滑 油	タービン油2種32(JIS K2213)相当品

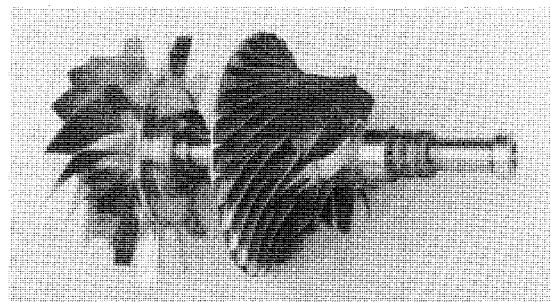


写真2 GT1 ロータアッセンブリ

(昭和59年8月9日原稿受付)

### 3. 全ラジアル式ロータ

GT1 ガスタービンのロータは1段の遠心圧縮機と1段のラジアルタービンとの組み合わせによる積み重ね構造をしている。各部品ごとに高精度のツースカップリングを加工し、中心を貫通するテンションボルトで締めあげている。この構造は、各部品が遠心力や熱により変形の度合いが異なっても、それらをうまく吸収し振動の発生を防ぐことができる。

1軸式ガスタービンでは1段の遠心圧縮機と1段のラジアルタービンを組み合わせると、写真2に示すように、両方のインペラがほぼ同外径となり、バランスのとれた設計が可能となる。ラジアルタービンには次のような特長がある。

- 1) 比速度を適当に選定することにより、タービン断熱効率を軸流タービンと同等かそれ以上とすることができる。これは軸流タービンの高圧段ではブレードの高さが低くなり、ブレード外径とシュラウドとの隙間が相対的に大きくなること、およびトレリングエッジの厚みを極度に薄くできないことによる。
- 2) ラジアルタービンでは単段での燃焼ガスの温度降下が大きく、かつタービンブレード

入口におけるガスの相対速度が小さいため、ブレードの温度は反動軸流タービンの初段ブレードと比較すると、かなり低くなる。すなわち、同材料、同寿命とすると、タービン入口温度を200℃～350℃も高くすることが可能である。

- 3) 軸流タービンでは2～3段を要する膨張比でも、ラジアルタービンでは1段ですむため、部品点数が少なくなり、コンパクトとなる。
- 4) ロータ形状が単純で、ブレードとハブが一体となっているため、機械的に頑丈である。

GT1 ガスタービンで採用しているラジアルタービンは Deep Scallop 形といわれるもので、その単純な構造に加え、タービンの断熱効率は86～88%に達している。

コンプレッサは、外径を極力小さくするため、高比速度インペラが採用されており、インデューサリーディングエッジのマッハ数が1.2の遷音速コンプレッサである。また、サージマージンの拡大と断熱効率の向上のため、オープンバックワード形が採用されている。

### 4. 発電装置パッケージ

発電装置パッケージの構造を図1に示す。GT

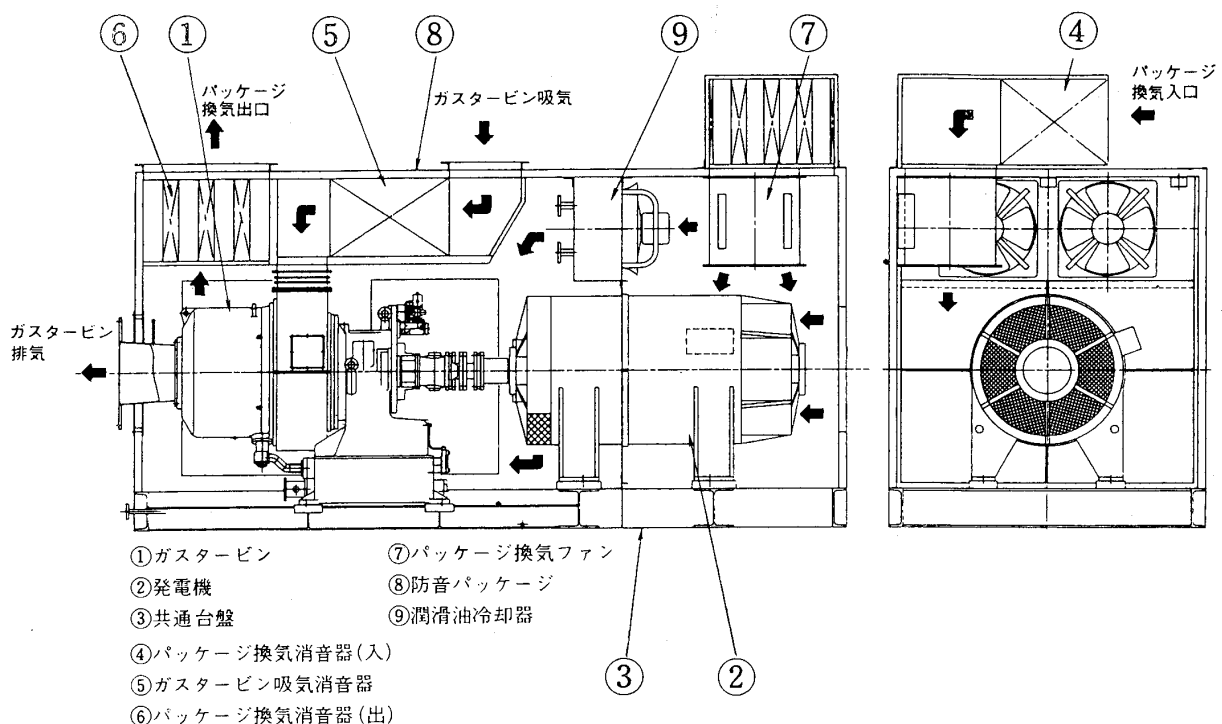


図1 発電装置パッケージ構造図

1 ガスタービンと発電機とが共通台盤上に取付けられ、ダイアフラムカップリングで結合されており、カップリングには、短絡時など発電機側で発生する異常なトルクからガスタービンを保護するためにシャーピンが付属している。ガスタービン発電機は機側の騒音を85dB(A)以下(標準)におさえるため、防音パッケージ内に収納されている。防音パッケージにはガスタービンの吸気消音器、パッケージ換気消音器、換気ファンが取付けられており、また、潤滑油冷却器も内部に収納されている。パッケージの大きさは長さ4.5m、幅2m、高さ2.3mで、重量は約9tonである。コンパクトで軽量なので、屋上、地下室など狭い場所への運搬、据付けも容易である。

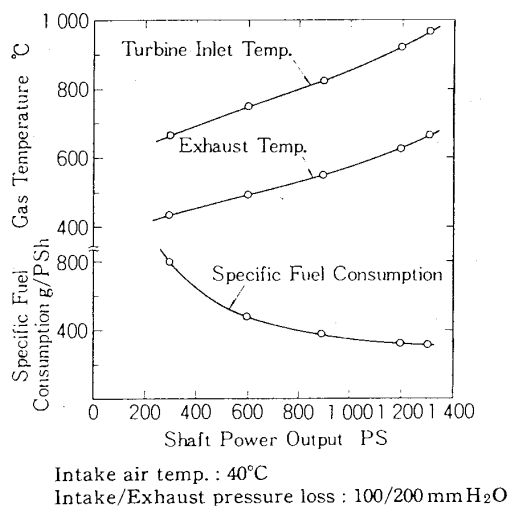


図2 GT1 ガスタービン性能

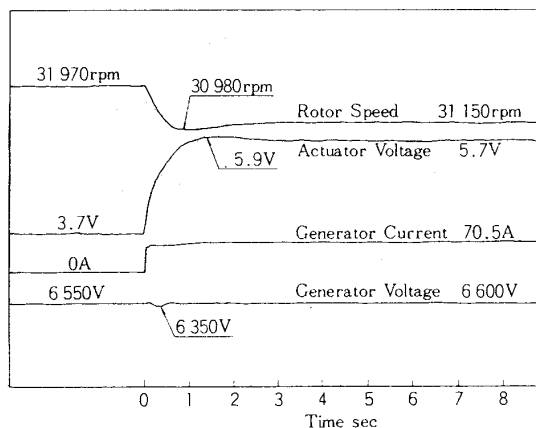


図3 (a) 調速機試験(負荷投入)

## 5. 性能

GT1 ガスタービンの性能試験結果を吸気温度40℃、大気圧力760mmHg、吸/排気圧力損失がそれぞれ100/200mmH<sub>2</sub>Oの状態に換算した性能値を図2に示す。また1000kVA(800kW)発電装置での全負荷投入時としゃ断時のオシロによる記録を図3(a)、(b)に示す。図は速度調定率2.6%のドループ制御のときで、投入、しゃ断時の速度変動率がそれぞれ3.1%、3.5%である。

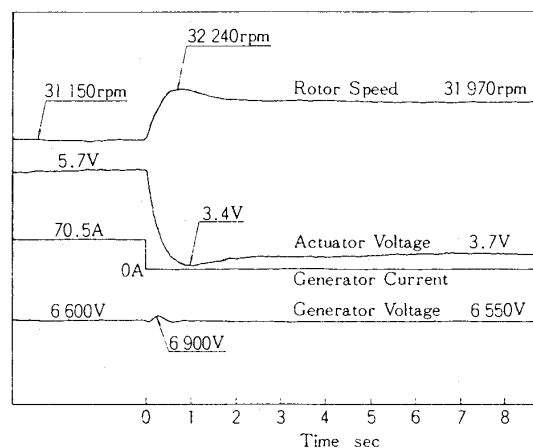


図3 (b) 調速機試験(負荷しゃ断)

## 6. むすび

KOBELCO GT1 ガスタービンは、ラジアルタービンの特長を生かしたシンプルで信頼性の高いガスタービンであり、病院、ビル、下水道設備、ガス会社、鉄道車輛基地などの非常用発電装置として採用されているが、今後さらに幅広い用途に使用されてゆくものと期待している。



## 日 産 N-1 型ターボチャージャ

日産自動車機 住 泰 夫

### 1. まえがき

昭和54年11月日産自動車機が我が国で初めてセドリック・グロリアにターボチャージャを装着した乗用車を発売して以来、ユーザーニーズとマッチしたこともあり急速な伸びをみせ、昭和58年の乗用車に対するターボ車のシェアは10%をこえた。現在、軽自動車を含めてほとんどの自動車メーカーでターボ車が発売されるようになって

いる。  
このようにターボ車が増すにつれ、ターボチャージャの供給メーカーも積極的に乗用車用のターボチャージャの開発をはかってきた。本稿では、日産自動車として従来長年にわたり研究開発してきたガスタービン技術を応用し、昭和57年3月より生産をおこなっているN-1型乗用車用ターボチャージャの概要を紹介する。

### 2. 社内製造化に対する考え方

昭和52年初めより乗用車にターボチャージャを装着すべく検討に入り、内外のターボチャージャの評価をおこなったが、Waste Gate 方式に対応する巾広い作動域を持つコンプレッサの要求特性に合致するものは、当時米国ギャレット社のT-3型のみであり、かつギャレット社の供給体制に不安があったため、ターボ過給エンジンの開発と並行してターボチャージャの開発を52年4月より開始した。その他社内製造化を決定した理由として以下の項目があげられる。

(1) ターボチャージャは付加価値の高い製品であり社内製造することがこのましい。

(2) 主要部品は当社の購買政策より2社並注が原則である。

(3) 従来のターボチャージャは商用車や建設機械等が主要マーケットであり、ターボチャージャのメーカーの品質目標・開発努力もそれらの市場に向きがちである。

(4) 長年にわたる自動車用ガスタービンエンジンの開発によって蓄積された技術があったこと。

### 3. N-1型ターボチャージャの概要

**3-1 主要諸元** ターボチャージャの主要諸元を決めるにあたり、適用エンジンを2~3ℓのガソリンエンジンとした。これはこのクラスが高性能車として今後需要が伸びると考えられ、また2ℓエンジンは税制の問題もあり、今後も安定してまとまった数が確保できると考えたためである。表1に主要諸元を示す。

表1. N-1 主要諸元

空 気 流 量 (kg/s)	0.04~0.16
定格回転数 (rpm)	100,000
最高回転数 (rpm)	150,000
排気ガス最高温度(℃)	950
重 量 (kg)	6.2
全 長 (mm)	216
過 給 圧 制 御	Waste Gate 内蔵

**3-2 構 造** ターボチャージャの構造はほぼ完成されたもので、広く用いられている形式を踏襲した。図1にN-1型の断面形状を示す。

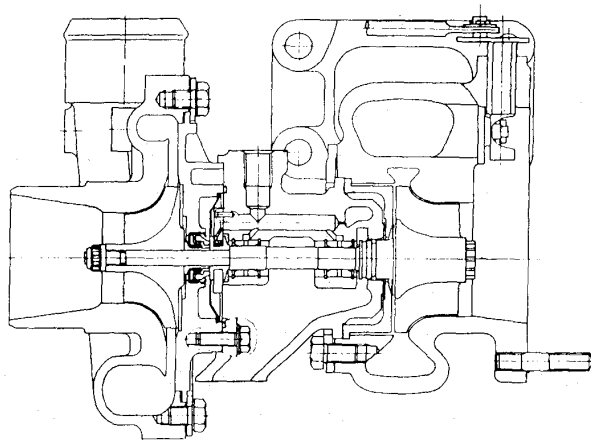


図1 N-1型断面形状

(昭和59年7月31日原稿受付)



軸受ハウジングは鋳鉄製で軸受部はホーニング加工を施している。タービン側シール部周辺を冷却するため、軸受潤滑オイルの一部をジェットノズルより噴射している。軸受はフルフロート式の1ピースと2ピースを比較評価したが、1ピースはヒートソークバック温度低減に効果があるが軸受挙動の点でまさっている2ピースを選定した。

軸シールについてはタービン側は高温に耐えるようダクタイル鋳鉄のピストンリングシールを、コンプレッサ側はカーボンを用いたメカニカルシールを用いている。

コンプレッサインペラはアルミ合金でラバーモールド法を用いた石膏鑄造で製作し、特に高い遠心応力に耐えるよう伸びを確保するべく製法に工夫をしている。タービンローターは鉄を10数%含有したGMR 235 のロストワックス法で製作している。軸とタービンローターの接合は摩擦圧接によりおこない、軸受ジャーナル部は高周波焼入れをおこなっている。

ダイナミックバランスはタービンローターおよびインペラ各々単品で粗修正および精密修正をおこなっており、粗修正は完全に自動化された設備によりおこない、精密修正は入手によりおこなっている。回転部の組み立てをおこなった後、全数高速回転試験を実施し、規定振動加速度になるようタービンとインペラのアンバランスの方向の位相差を変え調整している。

タービンハウジングはスイングバルブ形式のWaste Gate を内蔵している。スイングバルブは構造が簡単なわりにポートの熱変形に対して有利である。

**3-3 空力性能** Waste Gate 付き乗用車用ターボチャージャは通常エンジン回転速度で2,000～6,000 rpmで最大過給圧を得ようセッティングされるため、巾広い作動範囲が要求される。このため大きなバックワード角を持ったインペラを採用し、ディフューザはベーンレスとした。コンプレッサマップは搭載エンジンにマッチするようにインペラのトリム、ディフューザの径、スクロールのA/R等を変え最適値を選定した。図2にコンプレッサマップとエンジンの作動線を示す。エンブレッサ出口にスロットルを配置したガソリンエンジンの場合、エンジンも一つの絞り弁と考

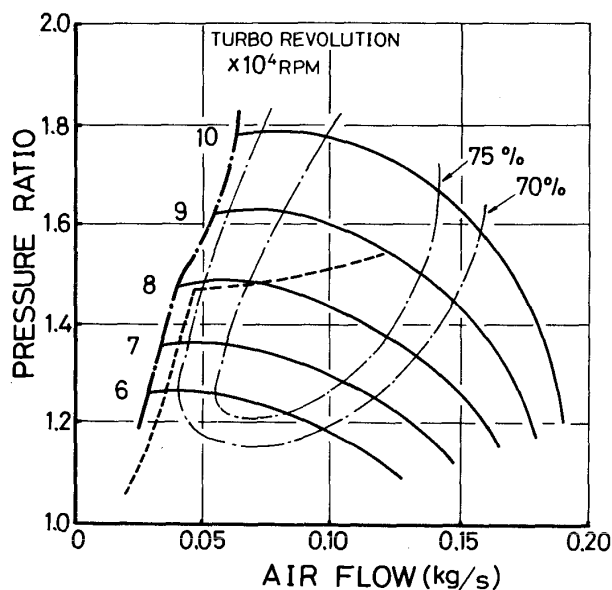


図2 コンプレッサマップ

えられるため、スロットルの開度を変えてもエンジンの回転速度を変えてもこの作動線上を移動する。

タービンはターボチャージャの加速性を良くするため慣性モーメントの低減に工夫した。従来このクラスの羽根枚数は11枚が普通であったが、独得の翼型を採用することによって性能を低下させずに9枚翼にすることに成功した。図3にタービ

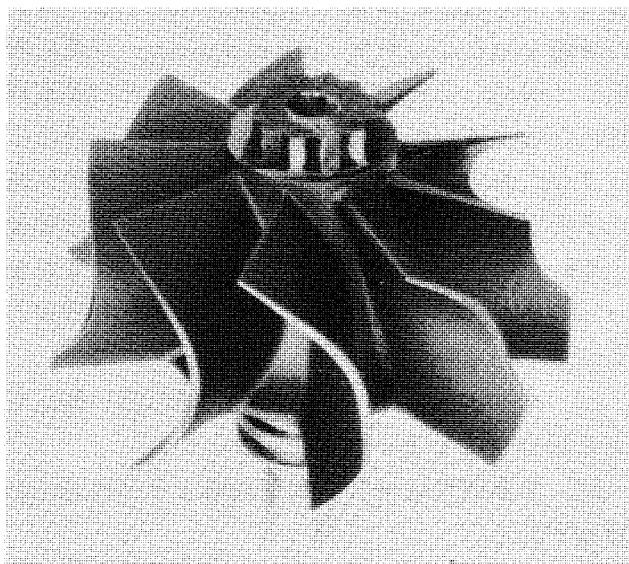


図3 タービンローター

ンローターの写真、図4にタービン効率を示す。

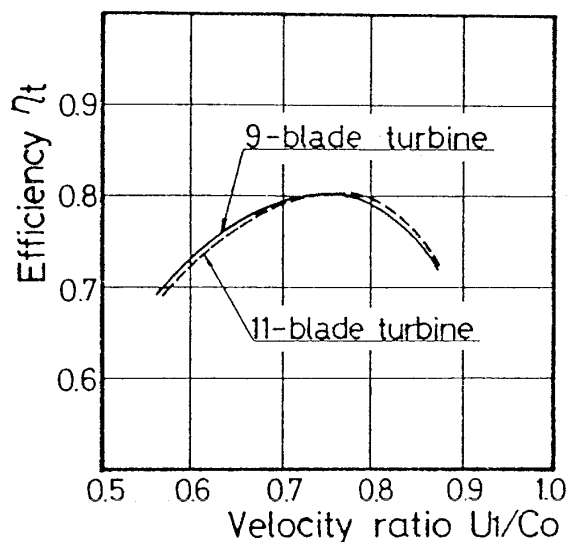


図4 タービン効率

#### 4. 信頼性試験と生産

ターボチャージャの信頼性評価を行うため、ターボチャージャ単体試験およびエンジンベンチ試験を用いて徹底的に評価した。コンプレッサ・タービン性能試験、軸受・シール評価試験、超高速耐久試験、バースト試験、振動試験等はそれぞれ専用の単体試験装置を用いて評価した。ターボチ

ャージャの連続耐久試験、サイクリック、Go-Stop試験、ヒートソークバック試験等はエンジンベンチを用いた。

生産については、ターボチャージャ専門メーカーの場合、同一シリーズのターボチャージャでも車両メーカー、エンジンメーカーの諸条件にあわせ多数の種類を生産をおこなっているが、当社の場合搭載エンジンを1種類と限定し最大の生産効率をあげられるようにしている。

#### 5. まとめ

N-1型ターボチャージャは昭和57年5月よりセドリック・グロリアに搭載され、レパード、ローレルと順次拡大採用した。

最後に、ここに紹介したN-1型ターボチャージャは日産自動車が高年にわたり研究開発してきた自動車用ガスタービンエンジンの技術を結集したものである。N-1型以外にエンジン排気量に合せた容量の異なる機種シリーズの開発を完了しているが、生産量の点でいまだ量産には入っていない。今後、セラミックス化、低コスト化等開発すべき項目は多いが、これらの技術が将来の自動車用ガスタービンエンジンの開発および生産に寄与することを期待している。

#### 協賛

##### 第2回ビギナーズ・セミナー

新しいセラミックスを学ぶ12の鍵

日時：10月1日(月)～5日(金)

場所：御殿場・YMCA東山荘

主催 窯業協会

TEL 03(362)5231(代)

詳細はそれぞれの協会に直接御連絡下さい。

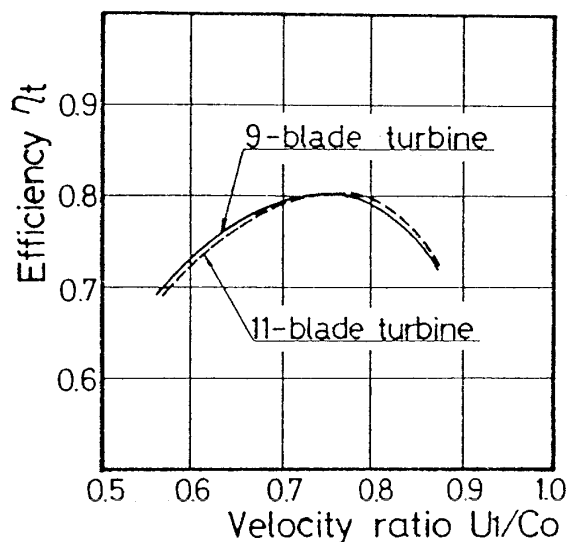


図4 タービン効率

#### 4. 信頼性試験と生産

ターボチャージャの信頼性評価を行うため、ターボチャージャ単体試験およびエンジンベンチ試験を用いて徹底的に評価した。コンプレッサ・タービン性能試験、軸受・シール評価試験、超高速耐久試験、バースト試験、振動試験等はそれぞれ専用の単体試験装置を用いて評価した。ターボチ

ャージャの連続耐久試験、サイクリック、Go-Stop試験、ヒートソークバック試験等はエンジンベンチを用いた。

生産については、ターボチャージャ専門メーカーの場合、同一シリーズのターボチャージャでも車両メーカー、エンジンメーカーの諸条件にあわせ多数の種類を生産をおこなっているが、当社の場合搭載エンジンを1種類と限定し最大の生産効率をあげられるようにしている。

#### 5. まとめ

N-1型ターボチャージャは昭和57年5月よりセドリック・グロリアに搭載され、レパード、ローレルと順次拡大採用した。

最後に、ここに紹介したN-1型ターボチャージャは日産自動車が長年にわたり研究開発してきた自動車用ガスタービンエンジンの技術を結集したものである。N-1型以外にエンジン排気量に合せた容量の異なる機種シリーズの開発を完了しているが、生産量の点でいまだ量産には入っていない。今後、セラミックス化、低コスト化等開発すべき項目は多いが、これらの技術が将来の自動車用ガスタービンエンジンの開発および生産に寄与することを期待している。

#### 協賛

##### 第2回ビギナーズ・セミナー

新しいセラミックスを学ぶ12の鍵

日時：10月1日(月)～5日(金)

場所：御殿場・YMCA東山荘

主催 窯業協会

TEL 03(362)5231(代)

詳細はそれぞれの協会に直接御連絡下さい。



## 後記

第9期の編集委員長を仰せ付かることになった。担当理事7名の他に13名のベテランの委員を加えた総勢20名の編集委員会が編成された。編集委員会の主な任務は会誌の普通号を3回、特集号を1回編集し発行すること、および定期講演会を1回企画、実施することである。ところが、当の委員長が不慣れであるので、今期は理事および委員を5つのグループに分け、各グループが上記任務の1つを主担当として受け持ち、責

任を持って遂行していただくことにした。

会員各位のご期待に沿うよう編集委員会一同努力する所存ではありますが、より一層充実した会誌が発行できますよう会員各位のご協力を切にお願い致します。

(葉山眞治)

以上

委員長の方針に沿って、9月号の編集は委員長をはじめ理事・委員の協力のもとに、宮内理事、宮地・石野両委員が担当しました。6月アムステルダムで行われたASME国際ガスタービン会議につきまして、出席者に9項目に分けて見聞記を書いていただいております。要領よくまとめていただいておりますので、各分野の動向および必要な発表論文を知るのに便利であると思います。又この7月に初めて実施されました第1回特別講座につきましては企画の遠藤委員にその様子を紹介いた

きました。この特別講座には興味ある講義が多く、今後講師にお願いして、特別講座における討論の内容を加味して執筆いただき、学会誌に掲載していくことを計画いたしておりますので、御期待下さい。冒頭に紹介しておりますように、今期は編集理事・委員が5グループに分れて各号の内容の充実を図っておりますが、会員各位におかれまして、提案がございましたら学会事務局までお申し出下さい。

(石野寿生)

## 事務局だより

うだるような暑さとは今年の夏のようなことをいうのでしょう。東京地方は、真夏日と熱帯夜の連続ダブルパンチで息つく間もないありさまでした。でもさすが9月の声を聞くと秋。蟬にかわってコオロギ、鈴虫がハバをきかせはじめたようです。

先日ご案内申し上げました特別講座が、予定通り7月19、20日の両日宮城県蔵王で開催され、盛会のうちに無事終了しました。総勢45名と人数的にもまとまりやすかったこともあり、分野別討論会(1分野6~10人)では、各分野共話が尽きず予定時間をオーバーしたほどでした。それぞれ部屋へひきとってから他社の方方と同室ということはめったにないためか、いろいろ情報交換が行なわれたりして夜中の3時近くまで続いたところもあったようで、企画としては、時間調整など改善の余地はあるもののまずまずでした。

特別講座以来夏の間小休止していた学会の行事も芸術の秋、読書の秋、食欲の秋と共に活気を増しはじめ、10月26日の見学会、技術懇談会を皮切りに外人講師による特別講演会、シンポジウム、そして恒例のセミナーと続いています。これら行事はダイレクトメールだけでなく、学会誌会告のページ(ピンク色の所)にもご案内致しますのでお見逃しなきようくれぐれもご注意下さい。

このような行事だけでなく、今年度中に、生産統計資料集と会員名簿の発行を予定しております。お手元に名簿発行調査用紙が届いていることと思いますが、より最新のデータを集めたいと思っておりますので必ずご返送下さい。まだの方は今すぐ投函下さいますようお願いいたします。また会員名簿についてですが、当学会では会員以外の方には一切おわけいたしておりませんので、どうぞその点ご了解いただきたいと思います。発行は来年の2月末日を予定しておりますので、ご希望の方はそれまでに事務局宛お申し込み下さい。

[A]



## 後記

第9期の編集委員長を仰せ付かることになった。担当理事7名の他に13名のベテランの委員を加えた総勢20名の編集委員会が編成された。編集委員会の主な任務は会誌の普通号を3回、特集号を1回編集し発行すること、および定期講演会を1回企画、実施することである。ところが、当の委員長が不慣れであるので、今期は理事および委員を5つのグループに分け、各グループが上記任務の1つを主担当として受け持ち、責

任を持って遂行していただくことにした。

会員各位のご期待に沿うよう編集委員会一同努力する所存ではありますが、より一層充実した会誌が発行できますよう会員各位のご協力を切にお願い致します。  
(葉山眞治)

以上

委員長の方針に沿って、9月号の編集は委員長をはじめ理事・委員の協力のもとに、宮内理事、宮地・石野両委員が担当しました。6月アムステルダムで行われたASME国際ガスタービン会議につきまして、出席者に9項目に分けて見聞記を書いていただいております。要領よくまとめていただいておりますので、各分野の動向および必要な発表論文を知るのに便利であると思います。又この7月に初めて実施されました第1回特別講座につきましては企画の遠藤委員にその様子を紹介いた

しました。この特別講座には興味ある講義が多く、今後講師にお願いして、特別講座における討論の内容を加味して執筆いただき、学会誌に掲載していくことを計画いたしておりますので、御期待下さい。冒頭に紹介しておりますように、今期は編集理事・委員が5グループに分れて各号の内容の充実を図っておりますが、会員各位におかれまして、提案がございましたら学会事務局までお申し出下さい。

(石野寿生)

## 事務局だより

うだるような暑さとは今年の夏のようなことをいうのでしょう。東京地方は、真夏日と熱帯夜の連続ダブルパンチで息つく間もないありさまでした。でもさすが9月の声を聞くと秋。蟬にかわってコオロギ、鈴虫がハバをきかせはじめたようです。

先日ご案内申し上げました特別講座が、予定通り7月19、20日の両日宮城県蔵王で開催され、盛会のうちに無事終了しました。総勢45名と人数的にもまとまりやすかったこともあり、分野別討論会(1分野6~10人)では、各分野共話が尽きず予定時間をオーバーしたほどでした。それぞれ部屋へひきとってから他社の方方と同室ということはめったにないためか、いろいろ情報交換が行なわれたりして夜中の3時近くまで続いたところもあったようで、企画としては、時間調整など改善の余地はあるもののまずまずでした。

特別講座以来夏の間小休止していた学会の行事も芸術の秋、読書の秋、食欲の秋と共に活気を増しはじめ、10月26日の見学会、技術懇談会を皮切りに外人講師による特別講演会、シンポジウム、そして恒例のセミナーと続いています。これら行事はダイレクトメールだけでなく、学会誌会告のページ(ピンク色の所)にもご案内致しますのでお見逃しなきようくれぐれもご注意下さい。

このような行事だけでなく、今年度中に、生産統計資料集と会員名簿の発行を予定しております。お手元に名簿発行調査用紙が届いていることと思いますが、より最新のデータを集めたいと思っておりますので必ずご返送下さい。まだの方は今すぐ投函下さいますようお願いいたします。また会員名簿についてですが、当学会では会員以外の方には一切おわけいたしておりませんので、どうぞその点ご了解いただきたいと思います。発行は来年の2月末日を予定しておりますので、ご希望の方はそれまでに事務局宛お申し込み下さい。

[A]

## シンポジウムのご案内

下記の要領でシンポジウムを企画いたしております。奮って御参加下さい。

日 時：昭和59年12月14日(金)

場 所：航空宇宙技術研究所 E6会議室

テーマ：ガスタービンとセラミックス遮熱コーティング技術

- |                             |                  |
|-----------------------------|------------------|
| 1. セラミックス遮熱コーティングの伝熱特性      | 吉 田 豊 明 氏(航 技 研) |
| 2. タービンブレードの遮熱コーティングと均一施行技術 | 竹 田 博 光 氏(東 芝)   |
| 3. 航空機エンジンの遮熱コーティングの現状      | 山 下 章 氏(日本航空)    |

## ガスタービンセミナー(第13回)のご案内

1. 日 時：昭和60年1月24日(木), 25日(金) 10:00~16:30

2. 場 所：機械振興会館地下2階ホール

(港区芝公園3-5-8 TEL 434-8211)

3. テーマ：ガスタービン基礎技術の最近の動向

4. 演題並びに講師予定：

- |                               |                          |
|-------------------------------|--------------------------|
| (1) ガスタービンシミュレーションの実施例        | (東 芝 安井 元 氏)             |
| (2) パイプラインの動特性シミュレーション        | (日立製作所 坂内 正明 氏)          |
| (3) 数値計算空気力学(I) タービンの設計       | (三菱重工業 佐藤 友彦 氏)          |
| (4) 数値計算空気力学(II) 粘性を考慮した流れの計算 | (航空宇宙技術研究所 廣瀬 直喜 氏)      |
| (5) 耐 熱 材 料                   | (石川島播磨重工業 中川 幸也 氏)       |
| (6) ガスタービンの加工技術-特殊加工          | (川崎重工業 泉山 隆三 氏, 永井 修造 氏) |
| (7) セラミックスの機械的性質              | (旭 硝 子 阿部 弘 氏)           |
| (8) ターボチャージャー                 | (日 産 自 動 車 住 泰夫 氏)       |

その他詳細につきましては後日案内書をお送り致します。

## 第13回ガスタービン定期講演会開催案内

第13回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。

なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開催日：昭和60年6月7日(金)

場 所：機械振興会館(東京・芝)

## シンポジウムのご案内

下記の要領でシンポジウムを企画いたしております。奮って御参加下さい。

日 時：昭和59年12月14日(金)

場 所：航空宇宙技術研究所 E6会議室

テーマ：ガスタービンとセラミックス遮熱コーティング技術

- |                             |                  |
|-----------------------------|------------------|
| 1. セラミックス遮熱コーティングの伝熱特性      | 吉 田 豊 明 氏(航 技 研) |
| 2. タービンブレードの遮熱コーティングと均一施行技術 | 竹 田 博 光 氏(東 芝)   |
| 3. 航空機エンジンの遮熱コーティングの現状      | 山 下 章 氏(日本航空)    |

## ガスタービンセミナー(第13回)のご案内

1. 日 時：昭和60年1月24日(木), 25日(金) 10:00~16:30

2. 場 所：機械振興会館地下2階ホール

(港区芝公園3-5-8 TEL 434-8211)

3. テーマ：ガスタービン基礎技術の最近の動向

4. 演題並びに講師予定：

- |                               |                          |
|-------------------------------|--------------------------|
| (1) ガスタービンシミュレーションの実施例        | (東 芝 安井 元 氏)             |
| (2) パイプラインの動特性シミュレーション        | (日立製作所 坂内 正明 氏)          |
| (3) 数値計算空気力学(I) タービンの設計       | (三菱重工業 佐藤 友彦 氏)          |
| (4) 数値計算空気力学(II) 粘性を考慮した流れの計算 | (航空宇宙技術研究所 廣瀬 直喜 氏)      |
| (5) 耐 熱 材 料                   | (石川島播磨重工業 中川 幸也 氏)       |
| (6) ガスタービンの加工技術-特殊加工          | (川崎重工業 泉山 隆三 氏, 永井 修造 氏) |
| (7) セラミックスの機械的性質              | (旭 硝 子 阿部 弘 氏)           |
| (8) ターボチャージャー                 | (日 産 自 動 車 住 泰夫 氏)       |

その他詳細につきましては後日案内書をお送り致します。

## 第13回ガスタービン定期講演会開催案内

第13回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。

なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開催日：昭和60年6月7日(金)

場 所：機械振興会館(東京・芝)

## シンポジウムのご案内

下記の要領でシンポジウムを企画いたしております。奮って御参加下さい。

日 時：昭和59年12月14日(金)

場 所：航空宇宙技術研究所 E6会議室

テーマ：ガスタービンとセラミックス遮熱コーティング技術

- |                             |                  |
|-----------------------------|------------------|
| 1. セラミックス遮熱コーティングの伝熱特性      | 吉 田 豊 明 氏(航 技 研) |
| 2. タービンブレードの遮熱コーティングと均一施行技術 | 竹 田 博 光 氏(東 芝)   |
| 3. 航空機エンジンの遮熱コーティングの現状      | 山 下 章 氏(日本航空)    |

## ガスタービンセミナー(第13回)のご案内

1. 日 時：昭和60年1月24日(木), 25日(金) 10:00~16:30

2. 場 所：機械振興会館地下2階ホール

(港区芝公園3-5-8 TEL 434-8211)

3. テーマ：ガスタービン基礎技術の最近の動向

4. 演題並びに講師予定：

- |                               |                          |
|-------------------------------|--------------------------|
| (1) ガスタービンシミュレーションの実施例        | (東 芝 安井 元 氏)             |
| (2) パイプラインの動特性シミュレーション        | (日立製作所 坂内 正明 氏)          |
| (3) 数値計算空気力学(I) タービンの設計       | (三菱重工業 佐藤 友彦 氏)          |
| (4) 数値計算空気力学(II) 粘性を考慮した流れの計算 | (航空宇宙技術研究所 廣瀬 直喜 氏)      |
| (5) 耐 熱 材 料                   | (石川島播磨重工業 中川 幸也 氏)       |
| (6) ガスタービンの加工技術-特殊加工          | (川崎重工業 泉山 隆三 氏, 永井 修造 氏) |
| (7) セラミックスの機械的性質              | (旭 硝 子 阿部 弘 氏)           |
| (8) ターボチャージャー                 | (日 産 自 動 車 住 泰夫 氏)       |

その他詳細につきましては後日案内書をお送り致します。

## 第13回ガスタービン定期講演会開催案内

第13回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。

なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開催日：昭和60年6月7日(金)

場 所：機械振興会館(東京・芝)



## 見学会と技術懇談会のお知らせ

59年度第2回見学会と技術懇談会をかねて下記の通り開催致しますので参加要領をよくお読みの上奮ってご参加下さい。

### ∞ 記 ∞

1. 日 時：昭和59年10月26日(金) 13:00～16:30
2. 見学会：日本特殊陶業㈱ 小牧工場  
小牧市大字岩崎2808 Tel (0568) 77-1151
3. 技術懇談会：「ニューセラミックスについて」  
講師 福浦 雄飛 氏 (日本特殊陶業㈱ 常務取締役)
4. スケジュール：13:00 現地集合  
13:10～13:35 映 画  
13:35～14:40 見 学  
15:00～16:00 講 演  
16:30 散 会
5. 交通の便：名鉄「新名古屋」駅より犬山線にて「江南」駅下車  
「江南」駅より往路マイクロバス 復路各自タクシー
6. 参加要領：
  - (1) 定員約50名(申込大巾超過の場合は抽選、応募者全員へご連絡します)。同業者の方はご遠慮下さい。
  - (2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて第2回見学会申し込みと書き、所属・連絡先住所(返信用ハガキにも)・氏名・TELを明記の上、下記事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意下さい。(〆切10月3日(水)消印有効)
  - (3) 参加費1500円(マイクロバス代別)、当日受付にてお払い込み下さい。  
〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402  
(株)日本ガスタービン学会

## 外人による特別講演会のお知らせ

外人による特別講演会を下記の要領で開催いたしますので奮って御参加下さい。

日 時：昭和59年11月2日(金)

場 所：

## 見学会と技術懇談会のお知らせ

59年度第2回見学会と技術懇談会をかねて下記の通り開催致しますので参加要領をよくお読みの上奮ってご参加下さい。

### ∞ 記 ∞

1. 日 時：昭和59年10月26日(金) 13:00～16:30
2. 見学会：日本特殊陶業㈱ 小牧工場  
小牧市大字岩崎2808 Tel (0568) 77-1151
3. 技術懇談会：「ニューセラミックスについて」  
講師 福浦 雄飛 氏 (日本特殊陶業㈱ 常務取締役)
4. スケジュール：13:00 現地集合  
13:10～13:35 映 画  
13:35～14:40 見 学  
15:00～16:00 講 演  
16:30 散 会
5. 交通の便：名鉄「新名古屋」駅より犬山線にて「江南」駅下車  
「江南」駅より往路マイクロバス 復路各自タクシー
6. 参加要領：
  - (1) 定員約50名(申込大巾超過の場合は抽選、応募者全員へご連絡します)。同業者の方はご遠慮下さい。
  - (2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて第2回見学会申し込みと書き、所属・連絡先住所(返信用ハガキにも)・氏名・TELを明記の上、下記事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意下さい。(〆切10月3日(水)消印有効)
  - (3) 参加費1500円(マイクロバス代別)、当日受付にてお払い込み下さい。  
〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402  
(株)日本ガスタービン学会

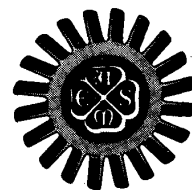
## 外人による特別講演会のお知らせ

外人による特別講演会を下記の要領で開催いたしますので奮って御参加下さい。

日 時：昭和59年11月2日(金)

場 所：

# the gas turbine division newsletter



July, 1984

THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS

## A.J. Wennerstrom, Technical Program Chairman: ASME Gas Turbine Division to Organize Special Conference and Exhibit in China, Fall, 1985

In September, 1985 the Gas Turbine Division will embark on a new experiment; namely, sponsorship of a second conference and exhibit within the same year in a location of special technical and commercial interest to the gas turbine community. The first of these will be held in The People's Republic of China, September 1-7, 1985, and is entitled "1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition." The Symposium will be co-sponsored by the Chinese Society of Aeronautics and Astronautics and the Chinese National Aero-Technology Import and Export Corporation. This event will be in addition to the 30th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held March 17-21, 1985, in Houston.

The technical program of the special Symposium is currently expected to be approximately 30-45 percent of the size of the Division's annual spring conference. The Exposition is also anticipated to be somewhat reduced in size, but appears likely to include more exhibits of an aviation-

related nature than is typical of the spring exhibit. This is in line with specific areas of interest identified by the Chinese.

Current thinking is that such additional symposia and expositions in the fall may offer an opportunity to reach important sectors of the gas turbine market where it would be impractical at present to stage the large international spring event.

A call-for-papers for the Beijing Symposium has been issued. Abstracts are requested by November 1, 1984, and manuscripts are due by January 15, 1985 for review. Papers will be handled according to the normal ASME review process with Chinese participation. For more information on either the Symposium or Exposition, contact the International Gas Turbine Center.

## A.A. Mikolajczak, Chairman: Trends in Gas Turbine Division and the Industry



Amsterdam was our 29th International Gas Turbine Conference and Exhibit. This takes us back to the first Conference in 1956 and we have come a long way since those early

days. The technical programs and exhibits continue to set new records but will this trend continue? I submit that the gas turbine industry is a growth industry and its growth will continue for many years.

Our technical program has exploded in the last five years—an excellent indicator of continuing technical progress in the gas turbine industry. We foresee that efficiency of the industrial gas turbine cycle will continue to increase at the current rate of about 0.4% per year at least into the 1990's. Even more dramatic improvements are anticipated in aircraft gas turbines. It is true that efficiencies of gas turbine components are already high, at levels near 90% polytropic efficiency. However, because these levels are so high, small additional improvements in components will allow major performance benefits to be realized from cycle improvements. Let me illustrate: aircraft gas turbine engines entering service today offer about 10% lower fuel consumption than the modern engines available only a year ago. By 1990 we expect a further reduction of at least 10% in fuel consumption for turbofan engines and a further 30% reduction for unducted fans and propfans.

This impressive progress in engine technology results in equally impressive progress in airplane

...continued on page 2

## 5387 Attend 1984 ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit in Amsterdam Several Records Broken

- 5387 persons attended. *The greatest number ever at an ASME Gas Turbine Division Conference and Exhibit.*
- 188 exhibitors occupied an equivalent of 445 booth spaces. *The greatest amount of exhibit space ever was sold. An exhibit sales income record was also set.*
- 296 technical papers were reviewed, published and available for sale at the conference.
- 1978 persons stated their company, organization or agency has used or specified gas turbine engines. *37% of the total attendance indicated they were "users" of gas turbine engines.*
- 31 national and international magazines and other publications advertised the 1984 Gas Turbine Conference and Exhibit. *ASME Gas Turbine Division's advertisements (full or half-page versions) appeared on 68 pages of the publications.*
- 48 countries were represented by registrants.



**GAS TURBINE DIVISION**  
The American Society of Mechanical Engineers



International Gas Turbine Center  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, Georgia 30341 USA  
Telephone: (404) 451-1905  
Telex: 707340 IGTC ATL

continued from page 1...

economics. Even though airplanes today already offer a very efficient mode of transportation, (about 60 miles/gallon per person) this will increase in the 1990's to about 120 miles/gallon per person. Since fuel represents about 50% of airline operating costs, the projected improvements will lead to continuing and significant reductions in the relative cost of travel. If we keep in mind that today only about 1½% of the world's population has ever flown in an airplane and that air travel will become more affordable, we get a glimpse of a large, growth market.

The opportunities have been recognized worldwide and U.S. dominance is being challenged by many countries in Europe and Asia. Progress is now being made all over the world in gas turbine related technologies including:

- materials—high temperature alloys, ceramics, and composites
- electronics
- fluid mechanics
- manufacturing technology

The ASME Gas Turbine Division has long recognized this international effort. During the past year we expanded further our commitment to serve the international gas turbine community. Our International Gas Turbine Conferences and Exhibits are now held every second year outside the USA. In 1985, in addition to the annual conference which will be held in Houston, we will hold a special symposium and exposition in the People's Republic of China in the fall.

What are the challenges facing us? I see three major areas:

- Continue to emphasize the international character of ASME Gas Turbine Division.
- Enhance the services offered by the Division to the gas turbine community.
- Enhance the exhibit to include additional emphasis on aircraft gas turbines.

In concluding my year as Chairman of the Division, I encourage the members of the various technical committees to continue their excellent support and to keep the ideas, comments, and suggestions flowing. These are important cornerstones for the continued growth and success of the Gas Turbine Division.

### Thru The Years — With R. Tom Sawyer, Publisher Emeritus



I certainly enjoyed the Conference in Amsterdam. It is wonderful to see how our Conference keeps expanding. I was in charge of the first 17 Conferences starting in 1956 in Washington, D.C. where we had only 26 exhibitors and 17 papers presented in six sessions and 747 attended. Then in 1960, we expanded to 30 exhibitors and 28 papers at Houston, Texas where we will be next year, March 17-21. In Amsterdam we had 445 booths for 188 Exhibitors and over 5300 people attended, even more than in London. Not only is Amsterdam a beautiful city, but the large, modern convention hall and facilities are ideally suited to our Conference and Exhibit.

Many appreciated the paper which I presented, "The Closed Cycle Gas Turbine, the Most Efficient Turbine Burning Any Fuel". When the exhaust of the turbine is cooled down to go back into the compressor, it gives up heat enough to make steam to drive a turbine about one-third the size of the closed cycle gas turbine. In Germany, they use boiler tubes to heat the air, but as the air in the tubes is

relatively high temperature, it does not chill the flame and all of the combustibles in the coal are burned. Depending on the type of coal, very little ash remains. The stack is clear of smoke. Some of the current U.S. designs are using fluidized bed burners with dolomite additives to remove sulfur

dioxide.

A post conference visit to Zurich allowed me to renew acquaintance with many of my old gas turbine friends there. Incidentally, my Swiss Doctor certified me to be in good health.

### Arthur Lefebvre Presented R. Tom Sawyer Award



Left to Right: A.H. Lefebvre, F.M. Scott, President, ASME and R. Tom Sawyer, first recipient of the R. Tom Sawyer Award.

Recognition for past efforts and technical contributions to Gas Turbine Division and industry was given through various awards at the 1984 Awards Dinner in Amsterdam hosted by the GTD Executive Committee:

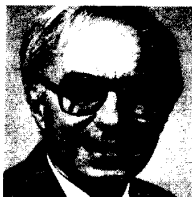
- The 1984 R. Tom Sawyer Award was presented to Arthur H. Lefebvre, Purdue University, "In recognition of his international acclaim as a researcher and educator in gas turbine combustion and for encouraging and stimulating the use of sound, fundamental, but straightforward solutions to gas turbine combustion problems".
- The Retiring Division Chairman Award was presented to Kenneth A. Teumer, Woodward

Governor Co., Chairman, Gas Turbine Division July 1981 to June 1982.

- Arthur H. Lefebvre and K.L.V. Rao received the ASME 1982 Gas Turbine Award for their paper, "Flame Blowoff Studies Using Large-Scale Flameholders".
- Gas Turbine Division's Certificates of Appreciation were presented to the following Gas Turbine Division technical committee chairmen for their service from July 1981 to June 1983:

Henry L. Morrow	Robert L. Hauck
Juliani Gatzoulis	Thomas A. Blatt
George Opdyke, Jr.	William I. Chapman
Andrew J. Auld, Jr.	

### Profile—G.K. Serovy, New Chairman, Gas Turbine Division



Dr. George Serovy entered the gas turbine field when he left Iowa State in 1948 for a summer job in Cleveland with the National Advisory Committee for Aeronautics' Flight Propulsion Research Laboratory (now NASA's Lewis Research Center). He returned to the NACA for a full-time job during the next year after completing his B.S. in ME requirements.

In 1953 Dr. Serovy returned to Iowa State to teach and study for the Ph.D. degree which he received in 1958. He remained at Iowa State to organize new courses in the fluid mechanics of turbomachinery and to begin to put together the research group and experimental facilities of the ISU Turbomachinery Components Research Laboratory. Undergraduate and graduate students have passed through these programs

since 1956 and have entered the gas turbine industry in substantial numbers.

Serovy currently is Anson Marston Distinguished Professor in Engineering at Iowa State. He also has a part-time assignment coordinating design and construction of a new ISU Mechanical Engineering Building which will "naturally include a spacious and modern turbomachinery research laboratory."

Dr. Serovy's ASME activities began in the Fluids Engineering Division, but he soon became a member of the Gas Turbine Division's Turbomachinery Committee, and served as Chairman of that committee from 1970 to 1972. He was Technical Program Chairman of the 1974 Gas Turbine Conference in Zurich and was elected to the GTD Executive Committee in 1981.

Serovy has worked in several NATO and AGARD activities as a lecturer or working group member and was a visiting Collaborator Exterieur at ONERA (France) in 1976-1977. He was also one of the lecturers for the first GTD Symposium in the People's Republic of China in 1982.

## CALL FOR PAPERS: 1985 ASME International Gas Turbine Conference, Houston.

The 30th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit will be held at the Albert Thomas Convention Center, Houston, Texas, March 17-21, 1985.

Papers are invited concerning all aspects of gas turbine technology, including research and development, education, systems concepts, application and operational experience. Papers of interest to gas turbine users are particularly encouraged.

Authors wishing to submit a paper should forward an abstract as soon as possible to the appropriate Gas Turbine Division technical committee chairman, or to the program chairman: Howard L. Julien, Raymond Kaiser Engineers, Inc., Advanced Technologies Div. BB-4, P. O. Box 23210, Oakland, CA 94623-2310; phone: 415-268-6000.

Completed manuscripts must be received by the session organizer or technical committee chairman no later than September 1, 1984. All papers submitted will be reviewed in accordance with established ASME Gas Turbine Division policies and procedures.

Several of Gas Turbine Division's technical committees are seeking papers in specific areas as follows:

### Turbomachinery Committee

- Computational Fluid Dynamics of Turbomachinery; contact: Dr. Mikio Suo, Mail Drop H4, General Electric Company, 1 Neumann Way, Box 156301, Cincinnati, Ohio 45215-6301, USA, 513-243-9036.

Papers covering a broad spectrum of advanced techniques in computational fluid dynamics as applied to the analysis or design of axial and radial flow turbomachinery are sought. Appropriate topics include numerical and analytical methods for flow analysis, inverse blade design techniques and loss prediction.

- Unsteady Flows in Turbomachinery; contact: Professor Sanford Fleeter, Chaffe Hall, School of Mechanical Engineering, Purdue University, West Lafayette, Indiana 47907, USA, 317-494-1500.

Papers dealing with unsteady flow phenomena in turbomachinery are solicited. Among the topics of interest are blade row interactions, rotating stall, surge, operation in time-dependent distorted flow, and the unsteady aerodynamics of blades, vanes and impellers.

- Endwall and Tip-Clearance Flows in Turbomachinery; contact: Dr. C. Hah, K-1 / CB 209, General Electric Co., Research & Development Center, P. O. Box 8, Schenectady, New York 12301 USA; 518-385-8099.

Papers dealing with recent advances in experimental, analytical and numerical investigations of endwall and tip-clearance flows in turbomachinery are invited. Included topics are endwall boundary layer development, interaction between endwall boundary layer and blade boundary layer flow, effect of tip-clearance on endwall flow development, and related aerodynamic losses.

- Aerodynamics of Axial-Flow Compressors and Fans; contact: Calvin L. Ball, NASA Lewis Research Center, Mail Stop 5-9, 21000 Brookpark Road, Cleveland, Ohio 44135 USA; 216-433-4000 X6835.

Papers about the aerodynamics of axial-flow compressors and fans are invited. Appropriate topics include: aerodynamic design and development of advanced configurations; innovations in design for reduced losses; performance prediction, and multistage effects. Comparisons between measurements and predicted results are especially sought.

- Axial-Flow Turbine Aerodynamics; contact: Dr. Gordon F. Pickett, Pratt & Whitney Aircraft, Engineering Division—Conn. Operations, 400 Main Street, M/S 165-12, East Hartford, Connecticut 06108, USA; 203-565-8866.

Appropriate topics for papers may include: engine environment tests, full and large scale rotating rig tests, cascade experiments, experimental methods, related basic fluid dynamic experiments, inviscid and boundary layer analyses of flow in turbine geometries, and axial flow turbine design methods.

- Fluid Dynamics of Centrifugal Compressors, Fans and Pumps; contact: Dr. Max J. Miller, Research Department—11R, The Trane Company, La Crosse, Wisconsin 54601 USA; 608-787-2520.

Papers on all aspects of performance improvements in centrifugal compressors, fans, and pumps are invited. Measurement and computational related topics are sought. Work describing new component design concepts are especially welcome.

- Aerodynamics of Radial Inflow Turbines; contact: Harold E. Rohlik, Chief, Turbine Branch, Mail Stop 6-10, NASA Lewis Research Center, 21000 Brookpark Road, Cleveland, Ohio 44135, USA, 216-433-4000 X6131.

Appropriate topics include: computational flow analyses, cooling innovations, unique aerodynamic design concepts, and measurement techniques.

Correspondence related to papers on turbomachinery aerodynamics topics not covered by any of the above mentioned areas should be sent to: Prof. L.S. Langston, Department of Mechanical Engineering, The University of Connecticut, Storrs, Connecticut 06268, USA, 203-486-4884 or 2189. These papers may be assigned to other sessions of the 1985 Gas Turbine Conference or possibly to another conference of the Society.

### Coal Utilization Committee

- Fluidized Bed Combustion
- Coal Gasification Combined Cycles
- Turbine Erosion, Corrosion and Deposition
- Coal Slurry Fired Gas Turbines
- Indirect Fired Gas Turbines—Open & Closed Cycles
- Coal Fired Pilot Plant Operating Experience
- Instrumentation for Coal Fired Plants
- Hot Gas Clean-up for Turbine Protection
- Emissions Control
- Combustion Systems for Coal/Water Mixtures
- Coal Fired Cogeneration Applications.

Contact: S. Moskowitz, ASME Coal Utilization Committee Chairman, 2000 Linwood Ave., Fort Lee, NJ 07024, 201-777-6936

### Closed Cycles Committee

- Space Power & High Performance Technology of CCGT
- Economics, Operations and Applications of CCGT Systems.
- Components and Control Problems of CCGT Systems.

Contact: Prof. W. Hilary Lee, Department of

Mechanical Engineering, Stevens Institute of Technology, Hoboken, NJ, 07030, USA, 201-420-5582

### Ceramics Committee

- Panel Session (with audience participation); contact: Dr. Manfred Boehmer, DFVLR, Institute for Materials Research, D5000 KOELN 90, P.O.B. 906058, Federal Republic of Germany.
- Design / Analysis / Life Prediction; contact: A. F. McLean, Ford Motor Co., Ceramics Department, 20000 Rotunda Drive, Dearborn MI 48121, 313-322-3859.
- U.S. Government Ceramic Technology Programs; contact: Dr. E. M. Lenoe, AMMRC, Watertown, MA 02172; 617-923-5426.
- Ceramic Turbochargers, Session Organizer, Dr. J. Mason, Garrett Corp., 9851 Sepulveda Blvd, Los Angeles, CA 90009; 213-417-6661. (This proposed Session will be coordinated with the Vehicular Committee).

### Process Industries Committee

- Congeneration Systems
- Total Energy Concepts
- Panel: "Economic Considerations for Marginal Installations"

Contact: Anant R. Desai, Brown and Root Corp., 15526 Rio Plaza Dr., Houston, TX 77083; 713-679-1033.

### Combustion and Fuels Committee

Seven sessions are planned on alternative fuels, fuel injection processes, combustor fluid mechanics and modeling, and component design and applications considerations. Papers are invited on coal / water mixtures, liquid and gaseous alternative fuels, fuel injection, atomization and vaporization processes, fluid mechanical analysis and modeling (empirical and first-principles based), emissions studies, combustor component design studies and procedures, and combustor component experimental and applications experience.

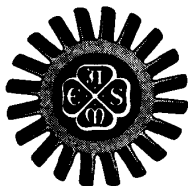
Contact: Roy Pelmas, Manager, Aero-Thermal Technology, United Technologies Research Center, Mail Stop 16, Silver Lane, East Hartford, CT 06108.



Dr. G. M. V. van Aardenne, Minister of Economic Affairs of The Netherlands makes opening address at the 1984 ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit, June 4, Amsterdam.

## Services and Activities of ASME Gas Turbine Division and THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

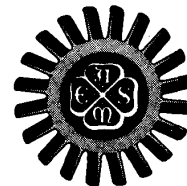
- WHO'S WHO in the Committees of Gas Turbine Division is a directory of all administrative and technical committee members. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee member's name and address. The 1984-85 edition will be available soon.
  - The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes a Directory of Technical Papers from ASME Gas Turbine Division Conferences dating back to 1957. The Directories are available without charge and individual papers may be purchased from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER for \$5.00 each prepaid.
  - The ASME Gas Turbine Division's annual International Gas Turbine Technology Report is published and distributed by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. Complimentary copies of the 1982, 1983 and 1984 editions of the Technology Report are still available.
  - The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER'S correspondence course on Basic Gas Turbine Engine Technology is currently being developed. The course should be available to the public in 1984.
  - The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsors the ASME Turbomachinery Institute's Fluid Dynamics of Turbomachinery program. The next course is planned for 1985.
  - The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes and distributes without charge over 15,000 copies of the quarterly ASME Gas Turbine Division Newsletter. Persons interested in receiving a complimentary subscription should contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.
  - The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is the source for information on exhibiting and participating in the International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Houston, March 17-21, 1985.
  - The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is a sponsor of the ASME Educators Seminar Program.
  - The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is a sponsor of the U.S. National Committee of the International Council on Combustion Engines (CIMAC).
  - The ASME Gas Turbine Division is organizing a Lecture Series to be presented in the People's Republic of China, in the fall of 1984. For more information, contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.
  - The ASME Gas Turbine Division is organizing the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition, People's Republic of China, September, 1985. For information on exhibiting or submitting technical papers, contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.
  - The ASME Gas Turbine Division has offered financial support to American National Standards Institute for obtaining the Secretariat of ISO-TC70-SC6 Gas Turbines. A decision should be made by International Standards Organization in the fall of 1984.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is sponsored by the ASME Gas Turbine Division and funded primarily with income received from Division activities such as the annual INTERNATIONAL GAS TURBINE EXHIBIT.



**GAS TURBINE DIVISION**  
The American Society of Mechanical Engineers



**International Gas Turbine Center**  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, Georgia 30341 USA  
Telephone: (404) 451-1905  
Telex: 707340 IGTC ATL



### GTD TECHNICAL PROGRAMS

- 1984 Joint Power Generation Conference (Simion Kuo, GTD Technical Program Chairman)  
The 1984 JPGC will be held September 30 through October 4 at the Royal York Hotel in Toronto, Canada. There will be seven paper and panel sessions offered by ASME Gas Turbine Division. These technical sessions will definitely be informative and inspiring to all of those who are involved directly or indirectly in the R&D, manufacture, and use of various types of gas turbines.

- 1985 Gas Turbine Conference, Houston (Howard Julien, GTD Technical Program Chairman)  
Initial planning for technical sessions at the 30th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Houston, March 17-21, 1985, has been completed. A total of 73 paper sessions and 7 panel sessions are anticipated. This extensive technical program is equivalent to the program at the 1984 Conference in Amsterdam, where nearly 300 technical papers were presented. Technical topics will range from fundamentals of fluid flow, heat transfer, and combustion to recent experiences in the operation of gas turbines in applications which are of interest to the user.

### FUTURE ASME GAS TURBINE DIVISION CONFERENCES and EXHIBITS

**1985 MARCH 17-21**  
30th ASME International Gas Turbine  
Conference & Exhibit  
Houston, Texas

**1985 SEPTEMBER 1-7**  
1985 Beijing International Gas  
Turbine Symposium and Exposition  
Beijing, People's Republic of China

### GAS TURBINE DIVISION The American Society of Mechanical Engineers

EXECUTIVE COMMITTEE 1984-1985

**CHAIRMAN**  
GEORGE K. SEROVY  
Mechanical Engineering Bldg  
Iowa State University  
Ames, IA 50011  
515 294 2023 1423

**VICE-CHAIRMAN**  
H. CLARE EATOCK  
Pratt & Whitney Canada  
PO Box 10  
Longueuil, Quebec J4 K 4X9  
Canada  
514 647 7574

**MANAGING DIRECTOR**  
DONALD D. HILL  
International Gas Turbine Center  
4250 Perimeter Park South #108  
Atlanta, GA 30341  
404 451 1905

**ADMINISTRATIVE ASSISTANT**  
SUE COLLINS  
404 451 1905  
**STAFF ASSISTANT**  
ANNA MAZANTI  
404 451 1905

**MANAGER, EXHIBIT AND  
INFORMATION SERVICES**  
DAVID H. LINDSAY  
International Gas Turbine Center  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, GA 30341  
404 451 1905

**STAFF ASSISTANT**  
CLAIRE HOWARD  
404 451 1905

**CHAIRMAN OF  
CONFERENCES**  
GEORGE OBYRKE, JR.  
AVCO Lycoming Div  
550 South Main St  
Stratford, CT 06497  
203 385 3212  
Telex 904242

**REVIEW CHAIRMAN**  
WALTER F. O'BRIEN, JR.  
Mechanical Engineering Dept  
Virginia Polytechnic Institute &  
State University  
Blacksburg, VA 24061  
703 961 7191

**FINANCE COMMITTEE &  
PAST CHAIRMAN**  
A. A. MIKOLAJCZAK  
Rohi Industries Inc  
PO Box 878  
Chula Vista, CA 92012  
619 691 2478

#### OPERATIONS

**TREASURER**  
R. TOM SAWYER  
PO Box 188  
Ho Ho Kus, NJ 07043  
201 444 3719

**ASSISTANT TREASURER**  
THOMAS E. STOTT  
Thomas Stott & Associates  
PO Box 295  
Cummagood, MA 02637  
617 362 9784

**NEWSLETTER EDITOR**  
ROBERT A. HARMON  
25 Schalen Drive  
Latham, NY 12110  
518 785 8651

**the** gas turbine division  
**newsletter**

### Volume 25, Number 2, July 1984

Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Gas Turbine Division, A.S.M.E., 4250 Perimeter Park South, #108, Atlanta, Georgia 30341, USA, (404 / 451-1905). Donald D. Hill, Managing Director; David H. Lindsay, Manager, Exhibit and Information Services; Sue Collins, Administrative Assistant; Claire Howard, Staff Assistant; Anna Manzanti, Staff Assistant.

**Chairman:** George K. Serovy  
Iowa State University  
Ames, IA  
**Vice Chairman:** H. Clare Eatock  
Pratt & Whitney Canada  
Longueuil, Quebec, Canada  
**Editor:** Robert A. Harmon  
Consulting Engineer  
Latham, New York  
**Publisher Emeritus:** R. Tom Sawyer  
Ho-Ho-Kus, New Jersey  
**Publisher:** Donald D. Hill  
International Gas Turbine  
Center  
Atlanta, Georgia

**INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER**  
**Gas Turbine Division**  
The American Society of Mechanical Engineers  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, Georgia 30341 USA

**NON-PROFIT ORGANIZATION**  
**U.S. POSTAGE**  
**PAID**  
**ATLANTA, GEORGIA**  
**PERMIT NO. 2685**

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

## 学 会 誌 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き440字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り1頁約1900字であって、1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。  
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。  
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13,  
第3工新ビル  
(Tel. 03-365-0095)

## 自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし学会誌への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

## 技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 投稿原稿は次の各項に該当すること。
  - 1) 投稿論文は著者の原著で、ガスタービン技術に関するものであること。
  - 2) 投稿論文は日本文に限る。
  - 3) 投稿論文は本学会以外の刊行物に未投稿で、かつ本学会主催の講演会（本学会との共催講演会を含む）以外で未発表のものに限る。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として8頁以内とする。但し1頁につき10,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は正1部、副2部を提出すること。
4. 投稿原稿は原稿執筆要領に従うこと。尚、投稿論文の採否は本学会に一任願います。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第12巻 第46号

昭和59年9月10日

編 集 者 葉 山 眞 治

発 行 者 窪 田 雅 男

(社) 日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル

TEL (03) 365-0095

振替 東京7-179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03) 501-5151